

# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH TECHNOLOGIÍ  
ÚSTAV AUTOMATIZACE A MĚŘICÍ TECHNIKY

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION  
DEPARTMENT OF CONTROL AND INSTRUMENTATION

VÝŠKOVÁ STABILIZACE QUADROTORU

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE  
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

ADAM LIGOCKI

BRNO 2015



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH  
TECHNologiÍ  
ÚSTAV AUTOMATIZACE A MĚŘICÍ TECHNIKY

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION  
DEPARTMENT OF CONTROL AND INSTRUMENTATION

## VÝŠKOVÁ STABILIZACE QUADROTORU

QUADROTOR ALTITUDE STABILIZATION

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE  
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

ADAM LIGOCKI

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

Ing. PETR GÁBRLÍK

BRNO 2015



VYSOKÉ UČENÍ  
TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta elektrotechniky  
a komunikačních technologií

Ústav automatizace a měřicí techniky

# Bakalářská práce

bakalářský studijní obor  
**Automatizační a měřicí technika**

**Student:** Adam Ligocki

**ID:** 154791

**Ročník:** 3

**Akademický rok:** 2014/2015

**NÁZEV TÉMATU:**

## Výšková stabilizace quadrotoru

### POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:

Cílem práce je navrhnout a implementovat výškovou stabilizaci pro bezpilotní létající stroj typu quadrotor. První část práce bude zaměřena na měření letové výšky, následovat bude návrh a implementace samotné výškové stabilizace.

1. Prozkoumejte možnosti měření letové výšky pro malé UAV.
2. Zvolte vhodný snímač, seznámte se s jeho parametry a proveďte praktická měření.
3. Navrhněte vhodný způsob zpracování naměřených dat pro účely výškové stabilizace.
4. Vytvořte matematický model quadrotoru popisující jeho chování ve svislé ose.
5. Navrhněte regulátor pro daný model a implementujte jej na předložený hardware.
6. Funkčnost výškové stabilizace ověřte dle pokynů vedoucího na reálném stroji.

### DOPORUČENÁ LITERATURA:

[1] S. Bouabdallah, Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying. 2007.

**Termín zadání:** 9.2.2015

**Termín odevzdání:** 25.5.2015

**Vedoucí práce:** Ing. Petr Gábrlík

**Konzultanti bakalářské práce:**

**doc. Ing. Václav Jirsík, CSc.**

*Předseda oborové rady*

### UPOZORNĚNÍ:

Autor bakalářské práce nesmí při vytváření bakalářské práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

## **ABSTRAKT**

Cílem bakalářské práce je navrhnout a realizovat vertikální stabilizaci drona vyvinutého na Ústavu automatizace a měřicí techniky na Fakultě elektrotechniky a komunikačních technologií. Práce se postupně zabývá rešerší stávajících řešení na již existujících projektech, rozbořem jednotlivých snímačů možných aplikovat při této úloze a zhodnocení jejich kladů a záporů při měření letové výšky. Dále práce pojednává o matematickém aparátu vhodném pro zpracování výškových dat a o návrhu a realizaci regulátoru řídicího pohyb drona ve svislé ose. Na závěr práce shrnuje dosažené výsledky na reálném hardwaru.

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

Kvadrokoptéra, letová výška, regulátor, barometr, GPS, akcelerometr, sonar, zpracování dat

## **ABSTRACT**

The aim of this thesis is to design and implement a vertical stabilization for drone developed at the Department of Control and Instrumentation of the Faculty of Electrical Engineering and Communication. Work gradually deals with summary of already existing solutions of already existing projects, analysis of individual sensors possible to be applied in this project and evaluate their pros and cons for measuring the flight altitude. It also deals with the mathematical apparatus suitable for processing altitude data and the design and implementation of the controller for the movement of the drone in the vertical axis. The conclusion summarizes the results achieved on real hardware.

## **KEYWORDS**

Quadrocopter, flight altitude, controller, barometer, GPS, accelerometer, ultrasound, data processing

LIGOCKI, Adam *Výšková stabilizace kvadrotoru*: bakalářská práce. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Ústav automatizace a měřicí techniky, 2015. 52 s. Vedoucí práce byl Ing. Petr Gábrlík

## PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že svou bakalářskou práci na téma „Výšková stabilizace kvadrotoru“ jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené bakalářské práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této bakalářské práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a/nebo majetkových a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon), ve znění pozdějších předpisů, včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

Brno .....

.....

(podpis autora)

## PODĚKOVÁNÍ

Touto cestou bych rád poděkoval rodičům za podporu během celého mého studia a vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Petru Gábrlíkovi za odborné vedení, konzultace, a cenné připomínky při tvorbě bakalářské práce.

Brno .....

.....

(podpis autora)

# OBSAH

<b>Úvod</b>	<b>9</b>
<b>1 Rešerše aktuálního stavu</b>	<b>10</b>
1.1 Úvod . . . . .	10
1.2 Metody vertikální sebelokalizace . . . . .	11
1.3 Experimentální hardware . . . . .	11
<b>2 Snímače</b>	<b>13</b>
2.1 GPS . . . . .	13
2.2 Barometr . . . . .	14
2.3 Akcelerometr . . . . .	15
2.4 Snímač úhlové rychlosti . . . . .	16
2.5 Sonar . . . . .	17
2.6 MTi-G . . . . .	17
<b>3 Měření letové výšky</b>	<b>18</b>
3.1 Kalmanův filtr . . . . .	19
3.2 FIR a IIR filtry . . . . .	20
3.3 Filtrace dat . . . . .	22
3.4 Fúze snímačů . . . . .	26
<b>4 Matematický model</b>	<b>28</b>
4.1 Obecný model kvadrokoptéry . . . . .	28
4.2 Implementace do Simulinku . . . . .	30
<b>5 Regulace</b>	<b>37</b>
5.1 Lineární regulátory . . . . .	37
5.2 Regulátor rychlosti . . . . .	40
5.3 Regulátor polohy . . . . .	43
5.4 Simulace regulačních dějů . . . . .	43
<b>6 Implementace</b>	<b>46</b>
6.1 Software . . . . .	46
6.2 Test letu . . . . .	46
<b>7 Závěr</b>	<b>49</b>
<b>Literatura</b>	<b>50</b>





# SEZNAM OBRÁZKŮ

1.1	Přípravek pro testování snímačů . . . . .	12
1.2	Model drona za letu . . . . .	12
2.1	Princip triangulace (hledání průsečíku 3 kulolových ploch) [10] . . . . .	14
2.2	Pouzdro senzoru BMP085 [11] . . . . .	15
2.3	Principiální schéma snímače uhlové rychlosti [13] . . . . .	17
3.1	Data pořízená barometrem BMP085 v režimu nejnižší přesnosti. Vlevo surová data, vpravo filtrovaná data . . . . .	18
3.2	Blokové schéma FIR filtru . . . . .	20
3.3	Blokové schéma IIR filtru . . . . .	21
3.4	Průběh 1. pokusného letu . . . . .	22
3.5	Průběh 2. pokusného letu . . . . .	23
3.6	Filtrace pomocí FIR filtrů . . . . .	24
3.7	Filtrace pomocí IIR filtrů . . . . .	25
3.8	Filtrace pomocí Kalmanových filtrů . . . . .	25
3.9	Srovnání dvou forem Kalmanova filtru . . . . .	26
4.1	Fyzikální model kradroptéry [18] . . . . .	28
4.2	Regulovaná soustava s pomocnou regulovanou veličinou . . . . .	31
4.3	Model rychlosti (subsystém 4.4) . . . . .	32
4.4	Polohová smyčka modelu drona . . . . .	33
4.5	Model odporu vzduchu (subsystému 4.3) . . . . .	34
4.6	Model s implementací joysticku jako uživatelské rozhraní . . . . .	36
5.1	Jednoduché schéma uzavřené regulační smyčky . . . . .	37
5.2	Schéma paralelního tvaru PID regulátoru . . . . .	38
5.3	Časová odezva reálného PID regulátoru na jednotkový skok . . . . .	40
5.4	Odezva rychlostní soustavy na jednotkový skok požadované rychlosti . . . . .	42
5.5	Odezva tahu motorů na jednotkový skok požadované rychlosti . . . . .	42
5.6	Výsledné průběhy regulace modelu drona . . . . .	45
6.1	Výška během testovacího letu . . . . .	47
6.2	Tah rotorů (rozsah 0 - 255 [-]) . . . . .	48
6.3	Průměrný tah jednoho rotoru (rozsah 0 - 255 [-]) . . . . .	48

# ÚVOD

V současné době zažíváme rozmach v oblasti tzv. bezpilotních letounů, anglicky Unmanned Aerial Vehicle (UAV), často také nazývaných drony. Tyto stroje díky svým vlastnostem jsou čím dál častěji používány pro práci v jinak pro člověka těžko dostupných místech. Příkladem může být kontrola stavu výškových staveb, revize mostů, autonomní průzkum terénu, přístup do zamořených oblastí, či mapování rozsáhlých lesních ploch. Především je využívána jejich skvělá ovladatelnost a schopnost nést náklad o hmotnosti několika kilogramů. Často dnes vidáme drony i v rukou filmařů, kteří díky nim dokážou snadno pořídit záznamy z ptačí perspektivy.

Ze své podstaty však tyto multirotorové stroje jsou velmi nestabilní a jejich ovládání člověkem by bylo bez podpůrných prostředků nemožné.

Současně vyvíjený dron na VUT na Ústavu automatizace ve skupině doc. Žaluda má již vyřešenou stabilitu rotačních pohybů, ale vertikální stabilita stroje stále spoléhá na schopnostech pilota.

Cílem této práce je nalézt způsob jak rychle a přesně měřit letovou výšku stroje. Konkrétně je třeba nalézt čidlo, případně kombinaci čidel, jenž budou poskytovat vysoce spolehlivé informace o vertikální poloze stroje a umožní mu tak regulovat jeho pozici v prostoru. Následně práce popisuje návrh a implementaci regulace letové výšky drona.

# 1 REŠERŠE AKTUÁLNÍHO STAVU

## 1.1 Úvod

Projekt kvadrotoru vzniká na fakultě od roku 2010. Za tu dobu se na vývoji drona podílela řada studentů a věnovali jim své bakalářské, či diplomové práce. Zejména bych zmínil diplomovou práci Ing. Jana Vomočila [1], která se soustředí na problematiku automatického přistání drona. Velká část této práce taky pojednává o měření letové výšky, díky čemuž jsem jí použil jako důležitý základ pro tvorbu tohoto dokumentu. Dále bych chtěl zmínit bakalářskou a diplomovou práci svého vedoucího Ing. Petra Gábrlíka [2], [3] ve kterých autor rozvíjí problematiku rotační stabilizace kvadrotoru a platformu pro implementaci řídicí jednotky. Dále pak diplomová práce Ing. Vlastimila Kříže [4], která pojednává o návrhu regulátorů pro drona a jeho řízení ve vnitřních prostorech.

Důležitou součástí úvodu práce je rešerše již existujících projektů a řešení. Zároveň jsem tím získal přehled o možnostech realizace zadání práce. Na internetu lze snadno dohledat mnoho zejména open source platforem, které nabízejí poměrně snadná a modulární řešení konstrukce vlastního létajícího stroje. Projekty nabízejí volně stažitelný kód pro řízení robota a často je možné si také koupit připravený hardware a sestavit si stroj formou stavebnice. Jako příklad bych uvedl například web OpenPilot [6]. Tento projekt nabízí jak softwarové řešení v podobě kódu pod open source licencí, tak vlastní hardware zaručující snadné sestavení drona i v domácích podmínkách. Jako další projekt můžeme zmínit například ArduPilot [6], který je stavěn na podobné bázi jako předcházející platforma, ale kromě dronů zasahuje také do problematiky vrtulníků a letadel. Z komerčních bezpilotních strojů bych zmínil asi nejznámější, AR.dron. Jedná se o velmi komplexně zpracovaný produkt, který nabízí možnost například přenosu HD videa na řídicí PC stanici, nebo ovládání skrze tablet. Ceny těchto komerčních produktů se v dnešní době pohybují v řádech desítek tisíc korun.

Třetím a neméně významným zdrojem informací o problematice řízení létajících robotů pro mě bylo velké množství odborných vědeckých článků a studentských prací, které se právě problémem stabilizace dronů zabývají. Většina světových univerzit se touto problematikou aktivně zabývá ve svých laboratořích robotiky, kde neustále vyvíjejí nové algoritmy a publikují mnoho vědeckých studií. Zmínil bych například laboratoře na Stanfordu

V neposlední řadě pak musím zmínit publikaci [7], která je jakýmsi kompletním průvodcem problematiky vícevrtulových strojů.

## 1.2 Metody vertikální sebelokalizace

Nastudovanou problematiku měření letové výšky mohu v zásadě rozdělit do dvou kategorií.

První skupina algoritmů pro stabilizaci drona získává informace o jeho pozici v prostoru pomocí čidel, jako jsou akcelerometr, snímač úhlové rychlosti (nesprávně nazývaný gyroskopem), GPS přijímač, sonar a barometr. Fúzí těchto zařízení je možné vytvořit inerciální jednotku, která dokáže získávat informace jak o svém blízkém okolí, například výška nad zemí, nebo vzdálenost ke kolmé překážce, tak i data o nadmořské výšce. Jako ukázkou tohoto přístupu jsem vybral [8], kde se práce zaměřuje na skutečnost, že každé čidlo pracuje s jiným rozsahem vstupních hodnot a s jinou přesností. Vhodným spojením všech snímačů autoři vytvořili poměrně kvalitní informaci o poloze drona.

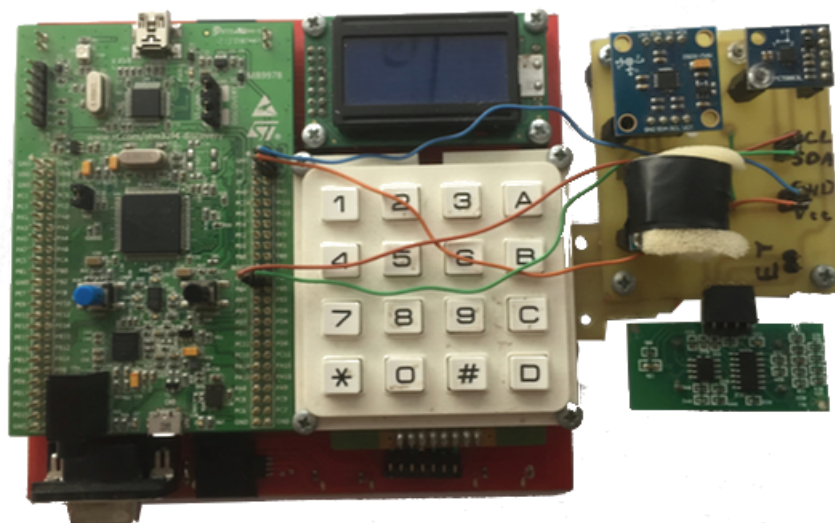
Druhou skupinou jsou roboty vybavené kamerovým systémem. Aplikací strojového vidění na získané obrázky je možné s centimetrovou přesností počítat polohu stroje vůči svému okolí. Nevýhodou tohoto řešení je pak ale výpočetní náročnost algoritmů pro analýzu obrazu. V dnešní době však aplikace výkonných signálových procesorů, nebo FPGA obvodů tuto problematiku velmi usnadňuje. V [9] je uveden příklad využití strojového 3D vidění pro lokalizaci drona a mapování okolí.

První řešení se spíše hodí pro aplikaci na otevřeném prostranství, druhý přístup je podle mého mínění více vhodný pro použití uvnitř budov.

## 1.3 Experimentální hardware

Jako hlavní procesor pro práci a pokusy s čidly jsem zvolil dnes velmi populární STM32F407 osazený na Discovery kitu (obrázek 1.1) a to z několika důvodů. Jednak jsem již dříve tento přípravek vlastnil a zároveň se projekt drona připravuje na přechod právě na tuto mikroprocesorovou platformu. K desce jsem připojil několik snímačů (magnetometr HMC5883L, akcelerometr a snímač úhlové rychlosti MPU6050, barometr BMP085 a ultrazvukový měřič vzdálenosti US20). Na této platformě jsem oživil všechna uvedená čidla a implementoval jsem dále zmiňované algoritmy. Po ověření funkčnosti programů jsem data v reálném čase přenášel do prostředí Matlab, a provedl jsem pokusy na skutečných letových datech. Výsledky jsou prezentovány dále v této práci.

Hotové algoritmy pro řízení drona jsme spolu s vedoucím Ing. Petrem Gábrlíkem implementovali přímo do aktuálního modelu fakultního drona. S tímto strojem jsme pak provedli několik experimentálních letů a analyzovali jsme dosažené postupy bezprostředně na chování kvadrokoptéry při letu (obrázek 1.2).



Obr. 1.1: Přípravek pro testování snímačů



Obr. 1.2: Model drona za letu

## 2 SNÍMAČE

Cílem této kapitoly je seznámit čtenáře s běžně dostupnými snímači, pomocí kterých by bylo možné měřit letovou výšku stroje a napomoci tak vertikální stabilizaci drona. U každého snímače je popsána jeho měřená veličina, fyzikální princip měření, rozsah měřených hodnot a dále jsou uvedeny jeho přínosy a zápory pro implementaci do aplikace, která bude provádět stabilizaci letové výšky stroje.

Je velmi důležité rozlišit také mezi několika operačními režimy kvadrokoptéry. V případě autonomního vzletu je nezbytné, aby měření poskytovalo informaci o poloze nad zemí s centimetrovou přesností a bylo možné stroj bezpečně řídit.

Po vzletu se operační oblast stroje pohybuje okolo 10 m nad zemským povrchem. V těchto výškách je již možné připustit kolísání letové hladiny v řádech několika desítek centimetrů.

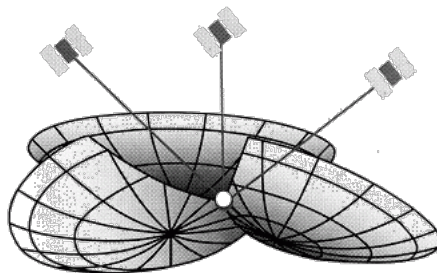
### 2.1 GPS

GPS (Global Positioning System) je v současné době nejrozšířenější satelitní systém pro určování polohy na zemi v reálném čase. Počátky tohoto systému lze datovat do 60. let minulého století, kdy Spojené státy americké začaly vyvíjet satelitní systém pro doposud velmi obtížnou navigaci raket, námořních plavidel a ponorek.

První satelity sloužící GPS systému byly vypuštěny v období 1978 až 1985. Jednalo se o tzv. 1. blok. V roce 1990 byl vypuštěn 2. blok. V té době USA vedly válku v Perském zálivu. Celkem bylo aktivních 19 satelitů a přesnost systému dosahovala přibližně 30 metrů. Od roku 1993 byl GPS zpřístupněn civilní veřejnosti. Pro toto nekomerční použití však systém uměle vnášel chybu až 100m. Tato vlastnost byla odstraněna v roce 2000.

Samotné určování polohy je založeno na tzv. triangulaci. Každý satelit je vybaven několika atomovými hodinami na bázi cesia. Na zem vysílá informace o své poloze ve vesmíru a velmi přesnou hodnotu svého aktuálního času (přesnost 0.1 ps). Pokud přijímač umístěný na povrchu země přijímá nejméně 4 signály, je schopen z jejich časové difference a pozice odkud byly vyslány určit svou aktuální polohu. 3 družice slouží ke triangulaci a 1 ke korekci času. V geometrii si můžeme tento problém představit jako hledání průsečíku 3 a více kulových ploch, kde střed kulové plochy je poloha satelitu a její poloměr je dráha vypočtená ze zpoždění signálu při uvažování rychlosti šíření elektromagnetických vln atmosférou.

Pro zajištění služby na celém zemském povrchu je potřeba rozmístit nejméně 24 satelitů, pohybujících se celkem po 6 drahách ve výšce přibližně 20 000 km nad



Obr. 2.1: Princip triangulace (hledání průsečíku 3 kulových ploch) [10]

zemským povrchem. Za ideálních podmínek je možné z 1 místa na zemi přijímat až 12 družicových signálů. V České republice obvykle přijímáme 7 až 8 signálů.

Kromě GPS systému jsou dnes dále známe například ruský GLONASS. Další obdobným systémem je evropský GALILEO, který však stále není v provozu. Dnes je již samozřejmostí, že GPS zařízení pro zvýšení přesnosti využívají také tyto konkurenční družice.

U komerčních přijímačů se přesnost pohybuje obvykle okolo 2 až 3 metrů. To je pro aplikaci stabilizace drona přesnost nevyhovující. Další nevýhodou je poměrně pomalá frekvence obnovení dat. Obvykle můžeme číst vzorky s rychlostí maximálně 10 Hz.

GPS se tedy pro aplikaci nehodí. Můžeme ji však využít například pro přibližné zobrazení polohy drona na mapě v ovládací aplikaci.

## 2.2 Barometr

Jedná se o přístroj sloužící k měření tlaku okolní tekutiny. K tomuto účelu se využívá piezorezistivní jev. Ten spočívá v tom, že namáháme-li tlakem monokrystal křemíku, dojde k deformaci jeho atomové mřížky a tím také ke změně odporu. Vhodnou dotací křemíku pak můžeme tuto vlastnost zesílit. V praxi křemíkové piezorezistivní čidla dosahují 30-ti násobné citlivosti ve srovnání s kovovými tenzometry. Realizace měřicího členu je obvykle provedena sestavením Wheatstonova můstku formou dotovaných vodivých cest na křemíkovém substrátu.

Takto snímaný tlak je obvykle vyjádřený v Pascalech  $[Pa]$ . Dále je možné tlak přepočítat na přibližnou nadmořskou výšku pomocí 2.1.

$$altitude = 44330 * \left( 1 - \left( \frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad (2.1)$$

Pro tento projekt byl zvolen senzor BMP085 od firmy BOSCH. Disponuje 19-ti bitovým AD převodníkem hodnoty tlaku. Rozsah měřených hodnot je 300 až

1100hPa. Výsledek je uložen v paměti, odkud je vyčítán po I2C sběrnici. Podle tabulky na straně 10 v [11] lze provozovat senzor ve 4 režimech. Nejvyšší přesnost měření získáme využitím 4. módu, kdy měření tlaku trvá 25.5 milisekund. Efektivní odchylka naměřených hodnot po průměrování 10 vzorky pak je 0.25m (0.03hPa). V reálné aplikaci si však nemůžeme takto dlouhé měření dovolit. S odkazem na [1], obrázek 20 je efektivní hodnota odchylky při nejpřesnějším režimu přibližně 6.8Pa. To je více než dvojnásobná odchylka oproti katalogu.



Obr. 2.2: Pouzdro senzoru BMP085 [11]

Je také třeba myslet na přirozené driftování hodnoty tlaku. Během několika hodin se může vlivem změny povětrnostních podmínek měnit snímaná nadmořská výška v řádu jednotek, až desítek metrů. Tento drift by bylo možné korigovat právě díky GPS přijímači. V případě krátkodobých změn tlaku, například formou zvednutí se větru, kdy se takto získaná výška posune během několika vteřin až o 1m.

Také není možné zanedbat větrné turbulence pocházející od vrtulí kvadrokoptéry. Ty se pak zvláště projevují během vzletu a přistání, kdy je dron blízko země. Tyto turbulence je však možné výrazně potlačit instalací pěny na hrdlo barometru.

Barometr se jeví jako klíčový snímač, bez kterého by řešení projektu bylo jen velmi obtížně realizovatelné. Jeho výstupní data však bude potřeba filtrovat abychom získali lepší výsledky. Popřípadě je možné barometr kombinovat s jiným senzorem a zlepšit tak výsledek měření.

## 2.3 Akcelerometr

Akcelerometr je přístroj, který slouží k měření fyzikální veličiny zrychlení. Toho lze dále využít například k určení orientace přístroje v gravitačním poli, ke stanovení síly působící na pozorovaný objekt nebo ke snímání vibrací.



Principů fungování akcelerometrů je několik. Nejčastěji se setkáme se dvěma. Prvním je realizace diferenciálního kondenzátoru, kde jsou dvě postranní nehybné elektrody připevněné k tělu snímače a mezi nimi je umístěná jedna pohyblivá elektroda. Při působení zrychlení v ose snímače dojde k tomu, že se pohyblivá elektroda posune a tímto vzniknou po její stranách dvě různé kapacity. Vzájemným poměrem těchto proměnných kapacit určíme zrychlení. Druhým principem je umístění setrvačné hmoty na piezoelektrikum. Při působení zrychlení setrvačná hmota namáhá piezoelektrický krystal. Takto vzniklý náboj je zesílen, kvantizován a převeden na hodnotu fyzikální veličiny. Tyto akcelerometry měří zrychlení jen v jedné ose. Pokud chceme měřit zrychlení v prostoru, využijeme tři na sebe kolmá čidla.

Pro určení polohy pomocí zrychlení musíme provést dvojitou integraci podle času [12]. Vlastností levných akcelerometrů je ale na výstupu šum, který při dvojitě integraci zapříčiní kumulaci velké chyby. Další vlastností je, že takto určená poloha je pouze relativní vůči poloze na začátku měření. Výhodou tohoto čidla je však velmi rychlá odezva a přesnost na krátkém časovém intervalu. Pro využití tohoto senzoru při stabilizaci drona bude nezbytné kombinovat jej s jiným čidlem.

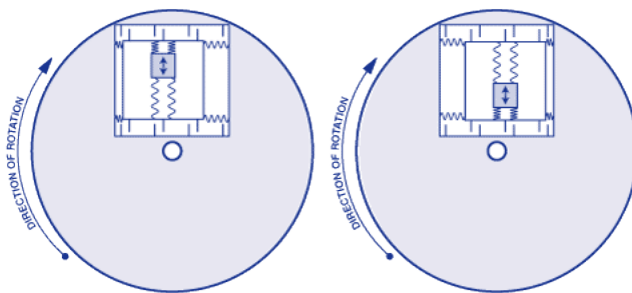
Pro práci na semestrálním projektu byl použit modul MPU6050. Ten je dále popsán v kapitole 2.4.

## 2.4 Snímač úhlové rychlosti

SUR (snímač uhlové rychlosti) je zařízení, které slouží k měření rychlosti otáčení okolo osy snímače. Po provedení integrace úhlové rychlosti podle času získáme relativní úhel natočení vůči počátku. V běžné technické praxi jsou tyto snímače často označovány jako gyroskop. Jedná se však o označení chybné, protože gyroskop je přístroj sloužící k udržení konstantní orientace v prostoru, zatím co SUR měří jeho změnu.

MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) SUR je postaven na bázi Coriolisových sil. Při tvorbě snímače je na čipu vytvořená pohyblivá hmota připevněná pružinami k rámu, který je dále připevněn pružinami k tělu senzoru. Během měření je pohyblivá hmota uvedena do periodického kmitání. Začneme-li takto se pohybu-  
jící hmotu otáčet kolmo ke směru jejího kmitání, vznikne Coriolisova síla, která bude hmotu vychylovat kolmo vůči směru pohybu setrvačné hmoty a smyslu rotačního pohybu. Tuto výchylku zaznamenáme soustavou diferenciálních kapacit vytvořených mezi tělem snímače a pohyblivým rámem.

Výhodou SUR je vysoká citlivost a přesnost výstupních dat. Nevýhodou snímače je opět přítomnost šumu na užitečném signále. Při integraci výstupních dat tak vzniká významná kumulovaná chyba (drift) která může dosahovat několika tisíc



Obr. 2.3: Principiální schéma snímače uhlové rychlosti [13]

stupňů za hodinu. Tento drift lze kompenzovat například spojením SUR s jiným snímačem, který dává méně přesnou, ale absolutní informaci o natočení v prostoru.

## 2.5 Sonar

Ultrazvukový snímač vzdálenosti využívá šíření a odrazu mechanických vln od okolí. Při měření přivedením střídavého signálu na piezoelektrikum se vytvoří několik mechanických vln o frekvenci přibližně  $40kHz$ . Následně se snímač přepne do režimu odposlechu a čeká až se vyslané vlny vrátí do přijímače. Výsledkem měření je čas mezi vysláním a návratem vln. Pokud známe typ, teplotu a tlak okolního prostředí, můžeme velmi přesně stanovit vzdálenost překážky, na které došlo k odrazu.

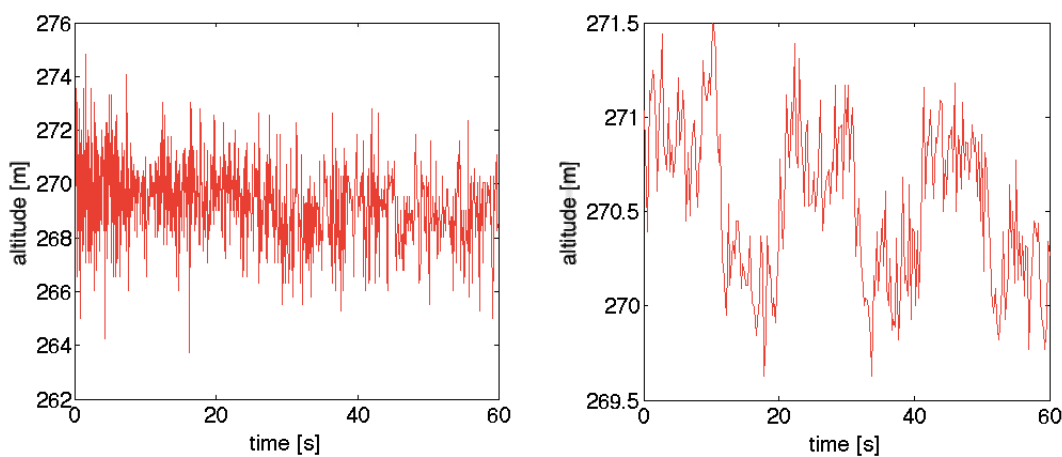
Rozlišení levných komerčních sonarů je  $1cm$  a přesnost se pohybuje okolo 1%. Rozsah měřených hodnot je obvykle od  $2cm$  do  $5m$ . Těmito vlastnostmi se snímač výborně hodí pro aplikaci při pohybu těsně nad zemí, například během automatického vzletu a přistání.

## 2.6 MTi-G

MTi-G je zařízení od firmy Xsens, které je nainstalováno na funkčním modelu drona. Zařízení obsahuje miniaturní GPS přijímač a sadu inerciálních MEMS čidel, 3-osy magnetometr a snímač tlaku. K procesoru je jednotka připojená pomocí RS232 rozhraní. Pomocí syntézy všech zmíněných senzorů poskytuje jednotka přesné data o poloze stroje. Tato platforma je v současné době využívána k rotační stabilizaci drona. Bude základem také pro budoucí stabilizaci v ose  $z$ .

### 3 MĚŘENÍ LETOVÉ VÝŠKY

Dron je stabilizován na základě informací získaných pomocí levných komerčních snímačů. Jejich výhodou je nízká cena, kompaktnost a snadná implementace do systému. Jednou z hlavních nevýhod je však jakost jejich výstupů. Takto získávaná data jsou vždy zatížena významným šumem, jehož amplituda může dosahovat v extrémním případě i několikanásobku užitečného signálu. V oboru zpracování dat je šumem nazýván nežádoucí signál, který nenese informaci, a negativně ovlivňuje výslednou interpretaci užitečného signálu.



Obr. 3.1: Data pořízená barometrem BMP085 v režimu nejnižší přesnosti. Vlevo surová data, vpravo filtrovaná data

Zaměřme se zejména na amplitudu šumu, jaká se ve výše uvedeném obrázku 3.1 nachází. Hodnota užitečného signálu odpovídá pohybu snímače horizontálně o  $80\text{cm}$ . V pravé části obrázku je patrný užitečný signál obdélníkového tvaru, na kterém je nanesen šum s amplitudou přibližně  $40\text{cm}$ . Graf v levé části obrázku nese shodný užitečný signál, avšak amplituda šumu zde dosahuje přibližně  $4\text{m}$  (5-ti násobek amplitudy užitečného signálu). Data v levém grafu jsou surová. Data pro pravý graf byla vytvořena průměrováním vždy 20 vzorků surových dat.

U všech použitých čidel je kmitočet šumu větší než kmitočet užitečného signálu. Zároveň u měřeného signálu nechceme potlačit stejnosměrnou složku. Všechny filtry, které mohou být použité pro filtraci jsou tedy typu dolní propust.

Při návrhu filtru je nutné si uvědomit, že spolu se strmostí filtru roste také fázové zpoždění výstupního signálu. Fázové zpoždění působí velmi negativně na řízení drona, protože snižuje stabilitu regulované soustavy. Při volbě filtru tedy musíme volit kompromis mezi mírou potlačení šumu a zpožděním signálu.

### 3.1 Kalmanův filtr

Kalmanův filtr [14] je algoritmus založen na lineární kombinaci stávající polohy, predikci následujícího pohybu a důvěryhodnosti měření současné polohy. Jedná se o jeden z nejpoužívanějších filtrů pro určování polohy objektu například v letectví, robotice nebo při strojovém vidění.

Abychom byli schopni aplikovat Kalmanův filtr je třeba náš systém popsat následujícími rovnicemi

$$x_i = Ax_{i-1} + Bu_{i-1} + w_{i-1} \quad (3.1)$$

$$z_i = Hx_{i-1} + v_i \quad (3.2)$$

Rovnice 3.1 popisuje stav systému. Rovnice 3.2 popisuje měření.  $A$ ,  $B$  a  $H$  jsou maticemi. V 3.1 je  $x$  vnitřní stav systému.  $u$  je řídicí veličina a  $w$  je šum systému. Pokud si situaci převedeme na vozidlo na silnici, pak  $x$  je poloha vozidla,  $u$  je míra sešlápnutí plynového pedálu a  $w$  je vliv větru. Pak pozice vozidla v dalším kroku bude stávající poloha posunuta o vzdálenost vlivem sešlápnutí plynu a na výsledné poloze se uplatní také proměnný protivítr, který nemůžeme predikovat. V 3.2 veličina  $z$  reprezentuje současný stav získaný měřením, kde měření je zatíženo chybou  $v$ . Tuto skutečnost si můžeme představit jako měření polohy vozidla pomocí GPS, kdy přesnost GPS je okolo 3 metrů.

Samotný Kalmanův filtr je tvořen dvěma kroky. Nejprve se provede na základě modelu predikce budoucího stavu  $x_i$  a vypočteme důvěryhodnost predikce  $P_k$ .

$$x_i = Ax_{i-1} + Bu_{i-1} \quad (3.3)$$

$$P_k = AP_{i-1}A^T + Q \quad (3.4)$$

V další fázi provedeme korekci. Pomocí změřené polohy a důvěryhodnosti měření korigujeme data na výstupu algoritmu.

$$K_i = P_i H^T (H P_i H^T + R)^{-1} \quad (3.5)$$

$$x_i = x_i + K_i(z_i - Hx_i) \quad (3.6)$$

$$P_i = (I - K_i H)P_i \quad (3.7)$$

Nejprve vypočteme Kalmanovo zesílení  $K$ . To je nepřímo úměrné kovarianci šumu měření  $R$ . Máme-li tedy na vstupu Kalmanova filtru silně zašuměná data z

měření, pak korekce výstupního stavu podle měření bude jen malá a bude se více důvěřovat predikční části. Pokud data ze snímače budou věrohodná, pak korekce bude výrazně zasahovat do výsledku. Následuje samotná korekce stavu  $x$  pomocí naměřené hodnoty  $z$  s přihlédnutím k její důvěryhodnosti. Na závěr iterace aktualizujeme matici kovariance šumu  $P$ .

## 3.2 FIR a IIR filtry

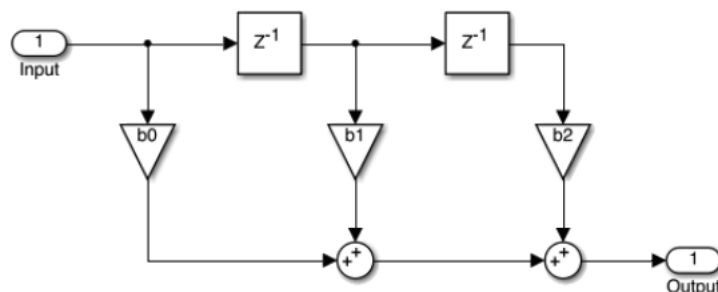
FIR (Finite Impulse Response) [15] je skupina číslicových filtrů, které po přivedení impulzu na vstup se v konečném čase na výstupu ustálí na nulové hodnotě. Často je tento typ filtru nazýván plovoucím průměrem. Obecná diferenciální rovnice FIR filtru je:

$$y[n] = \sum_{k=0}^N b_k x[n - k] \quad (3.8)$$

Přenos pak vyjádříme jako

$$H(z) = \sum_{k=0}^N b_k z^{-k} \quad (3.9)$$

Jelikož má přenos FIR filtru všechny nuly v počátku, bude vždy stabilní. Velkou nevýhodou však je vysoký řád filtru, který při reálných aplikacích dosahuje často několika stovek. Tato skutečnost je problematická zejména z pohledu na využití paměti, kdy musíme vždy udržovat  $N+1$  vstupních vzorků. Zároveň také v procesoru provádíme  $N$  součtů a  $N+1$  součinů. To může být zejména problematické při implementaci filtru na lowendových 8-bitových procesorech. Doba ustálení výstupu pak je  $N+1$  vzorkovacích period. Díky tomu má FIR filtr velké zpoždění mezi vstupem a výstupem v porovnání s IIR filtrem.



Obr. 3.2: Blokové schéma FIR filtru

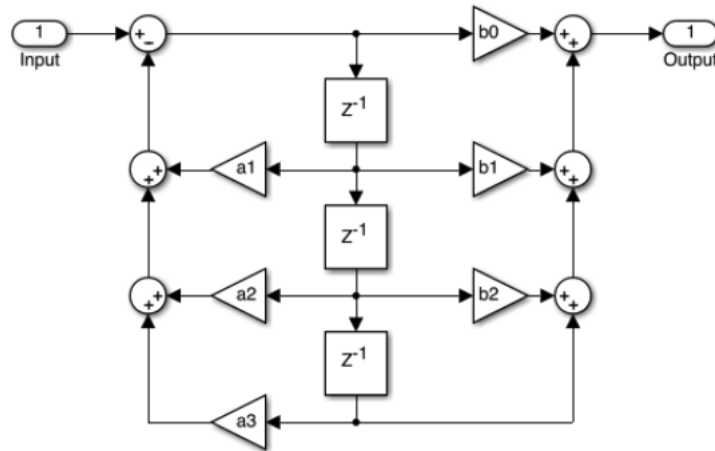
Druhou skupinou číslicových filtrů jsou IIR (Infinite Impulse Response) [16] ty ve své struktuře mají zavedenou zpětnou vazbu. Po přivedení impulzu na vstup se hodnota na výstupu ustálí v nekonečném čase. Takový filtr je vyjádřen následující diferenciální rovnicí.

$$y[n] = \sum_{k=0}^N b_k x[n-k] - \sum_{k=0}^N a_k y[n-k] \quad (3.10)$$

Přenos pak vyjádříme jako

$$H(z) = \frac{\sum_{k=0}^N b_k z^{-k}}{\sum_{k=0}^N a_k z^{-k}} \quad (3.11)$$

Velkou výhodou IIR filtrů je mnohem nižší řád v porovnání s FIR filtry. V literatuře se obecně uvádí, že při shodné strmosti má IIR filtr 10 krát nižší řád. Díky tomu je výpočetní i paměťová náročnost mnohem nižší. Hlavní nevýhodou IIR filtrace je skutečnost, že není zaručená stabilita filtru jako zpětnovazební soustavy, protože se póly pohybují v blízkosti jednotkové kružnice. V důsledku toho může dojít k jeho rozkmitání.



Obr. 3.3: Blokové schéma IIR filtru

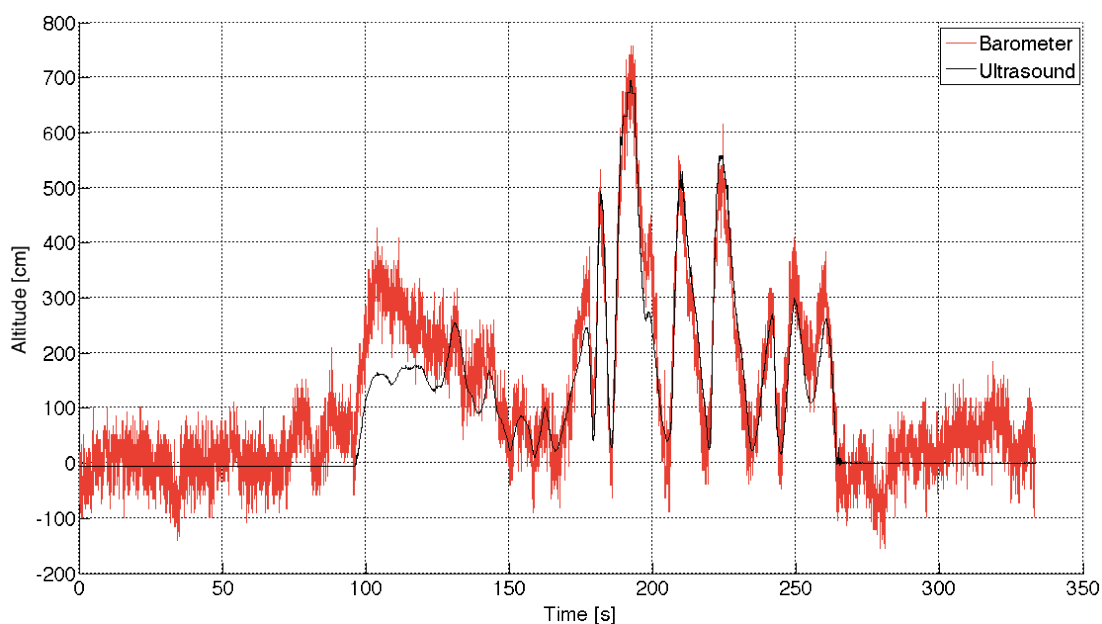
Při návrhu IIR filtru po stanovení mezních kmitočtů a útlumu, se frekvenční charakteristika aproximuje. Nejčastěji se můžeme setkat s Butterworthovou, Čebyševovou a eliptickou aproximací. Každá má specifický průběh jak ve frekvenční tak ve fázové oblasti.

Pro pokusy na datech z barometru při tvorbě filtru jsem využil FDatool, který je součástí softwaru Matlab. Pomocí tohoto toolboxu lze velmi snadno definovat

parametry filtru a program automaticky provede jeho výpočet. Zároveň je možné bezprostředně po návrhu analyzovat vlastnosti výsledného filtru pomocí dostupných charakteristik a průběhů. Jsme-li s návrhem spokojeni, provedeme export filtru do matlabovské struktury a můžeme ji využít při dalších pokusech.

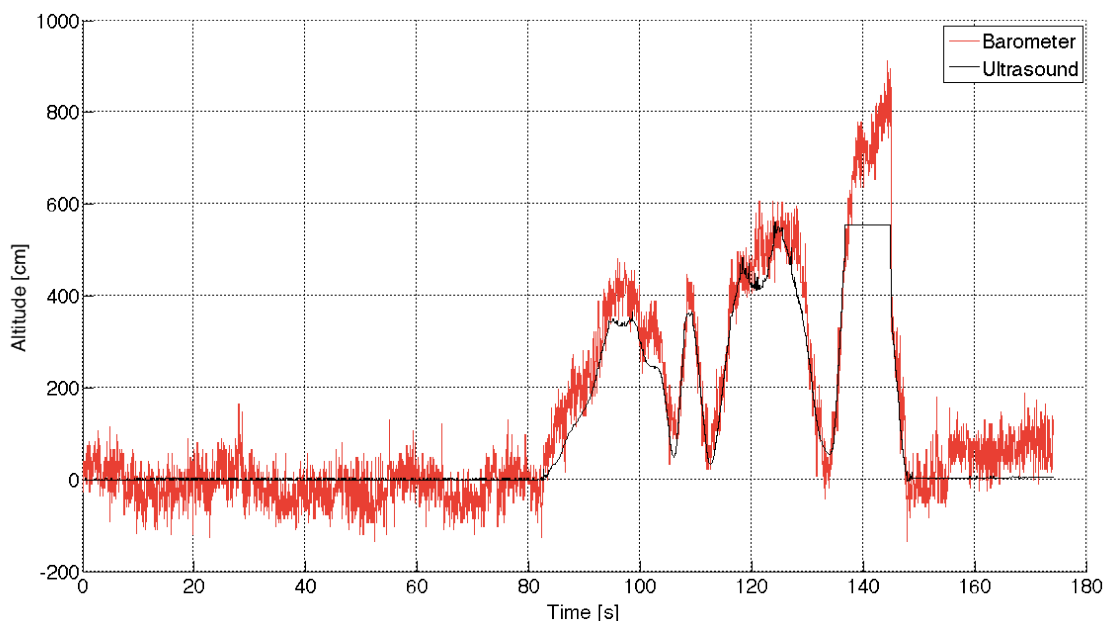
### 3.3 Filtrace dat

Z výše uvedených filtrů je nyní třeba zvolit jeden, který se nejlépe hodí pro naši aplikaci. Nadále uvažujeme že klíčovým senzorem bude při měření výšky barometr, protože nabízí kompromis mezi přesností naměřených dat a rozsahem měřených hodnot, kdy dokáže zjišťovat nadmořskou výšku v celém operačním rozsahu drona. Proto budeme vlastnosti filtru ladit právě pro signál ze snímače tlaku. Za účelem získání vzorových dat byly provedeny dva pokusné lety, při kterých jsme s vedoucím práce vyzkoušeli několik manévřů a mezních stavů kvadrokoptéry. Výstupem z těchto letů byla data z ultrazvuku, který byl brán pro výšky do  $5m$  jako referenční snímač, a data z barometru, která se dále pomocí filtrů pokusím co nejlépe interpretovat.



Obr. 3.4: Průběh 1. pokusného letu

Oba grafy jsou již korigovány o offset jednotlivých snímačů. U ultrazvuku se jedná o kompenzaci vzdálenosti mezi zemí a modulem zavěšeným na konstrukci. Barometr je pak posunut o průměrný offset vůči nule za prvních 50s. Na grafu prvního letu 3.4 je zejména třeba upozornit na průběh v intervalu 100 až 130s. Je zde vidět výrazný drift tlakoměru, který během velmi krátké doby se posunul vůči



Obr. 3.5: Průběh 2. pokusného letu

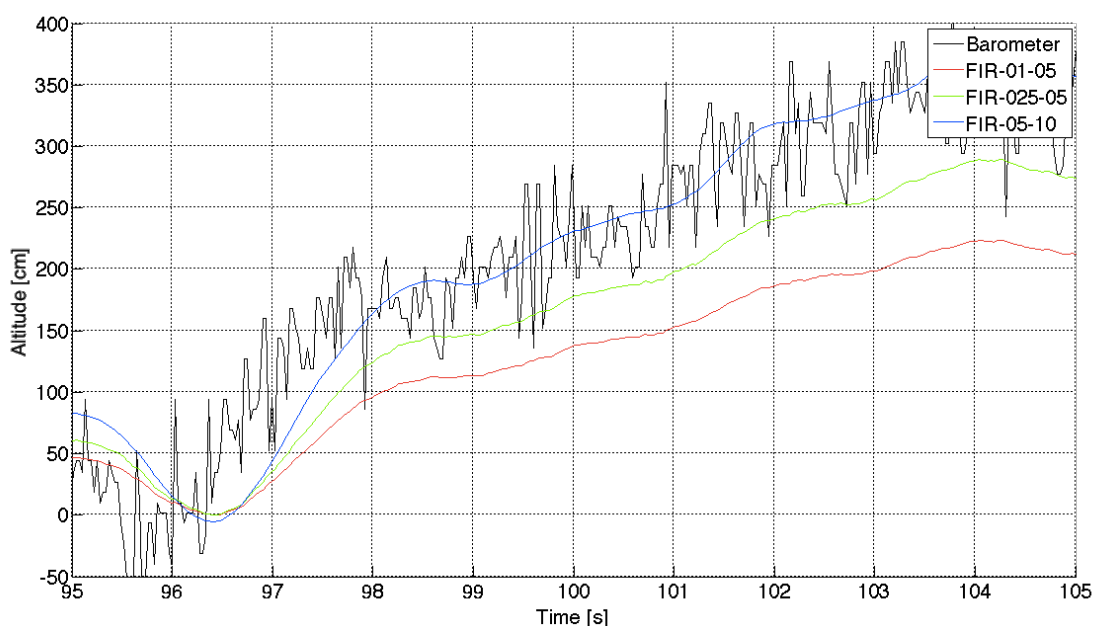
referenci o 150cm. Následně se tlak zvonu vrátil k původním hodnotám. Na začátku a konci obou grafů je stroj na zemi a postupně roztáčí motory. V tom okamžiku jsou data z tlakoměru velmi nedůvěryhodná díky vzduchovému polštáři, který vzniká pod vrtulemi. Tento efekt však nemusíme brát v potaz, protože ve výšce do 2m bude dron řízen daty z ultrazvuku.

Dále na prvním letovém grafu je v intervalu 180s až 270s maximální kmitání stroje, jakého jsme při letu dosáhli. V druhém letovém grafu 3.5 je pak zajímavý zejména moment 140s, kdy došlo k saturaci ultrazvuku ve výšce 5,5m. Dále následuje porovnání všech výše zmíněných filtrů. Jako referenční průběh pro posuzování vhodnosti filtrace byla zvolena náběžná hrana v čase 100s na letovém průběhu číslo 1 (3.4). Zaměřil jsem se zejména na zpoždění a šum výsledného signálu.

Před návrhem filtru jsem odhadl maximální frekvenci kmitání drona na přibližně 1Hz. Zároveň jsem uvažoval, že veškerý filtrovaný šum bude mít výrazně větší kmitočty. Frekvenci na které dolní propust nabývá požadovaného útlumu  $f_{stop}$  jsem pro FIR a IIR filtry stanovil právě na 1Hz. Útlum filtru jsem volil 40dB s ohledem na amplitudu rušení, které se pohybovalo okolo 1m. Při útlumu 40dB se toto rušení posune řádově na jednotky centimetrů. To je postačující přesnost pro naši aplikaci. Mezní frekvenci s přenosem 1  $f_{pass}$  jsem volil jako polovina zadržovacího kmitočtu. Dále jsem pro porovnání volil ještě filtry s kmitočty  $f_{pass} = 0.5\text{Hz}$   $f_{stop} = 0.25\text{Hz}$  a  $f_{pass} = 0.5\text{Hz}$   $f_{stop} = 0.1\text{Hz}$ .

Na výsledných průbězích z FIR filtrů 3.6 je patrný jejich vysoký řád. Červený a





Obr. 3.6: Filtrace pomocí FIR filtrů

zelený průběh filtrů s mezními frekvencemi  $0.1, 0.5Hz$  a  $0.5, 0.25Hz$  má nevhodné zpoždění které by mohlo dále znemožnit regulaci výšky. Signál s mezními frekvencemi  $1$  a  $0.5Hz$  má vhodný fázový posun, avšak jeho průběh příliš kmitá, a v čase  $104s$  se odklání od odhadované skutečné hodnoty o  $1m$ . Další nevýhodou FIR filtru je jeho výpočetní náročnost pro implementaci na mikroprocesoru.

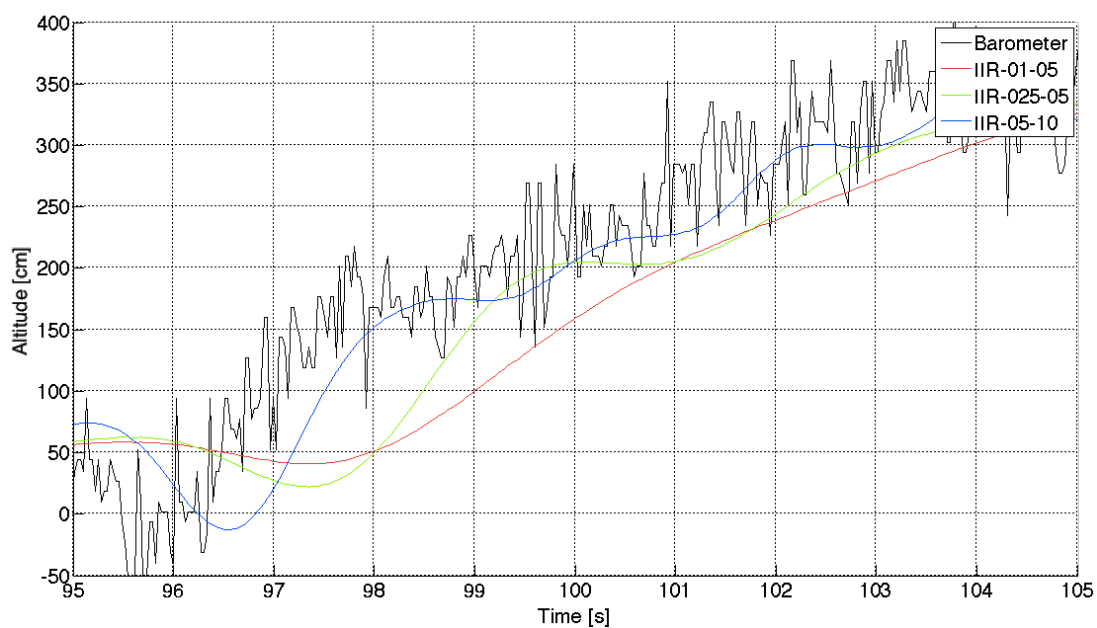
Výsledné průběhy na výstupu IIR filtrů 3.7 mají výrazně menší zpoždění. Jsou však výrazně kmitavější a dále nesmíme opomenout jejich možnou nestabilitu. To je činí v aplikaci na drona zcela nepoužitelnými.

Kalmanův filtr jsem implementoval v jeho nejjednodušší formě, kdy volíme konstantní Kalmanovo zesílení a vylučujeme predikci. Často je tato podoba nazývána jako částečný Kalmanův filtr. Celý filtr se pak zjednodušuje na vztah

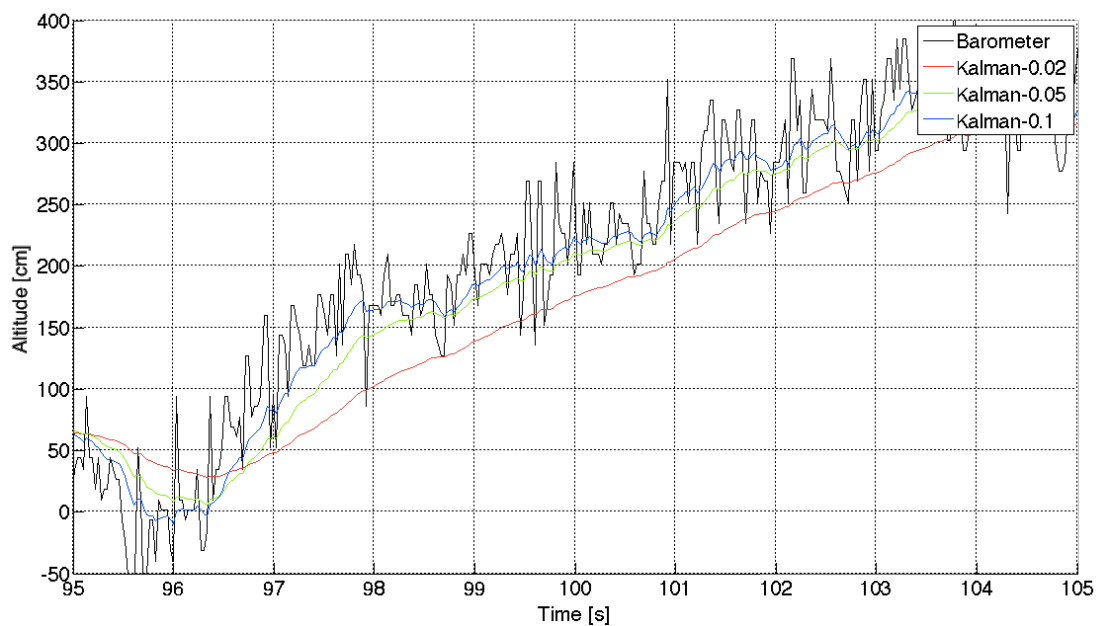
$$x_i = (1 - K)x_{i-1} + K * z_i \quad (3.12)$$

Při něm jsem experimentálně volil koeficienty  $K = [0.02, 0.05, 0.1]$ . Podle grafu 3.8 byl subjektivně jako nejlepší zvolen koeficient  $0.05$ . Vykazuje dobrý útlum šumu a zpoždění vyfiltrovaného signálu i v nejstrmějších úsecích nepřesahuje  $0.5$  s. Tento filtr byl zároveň vybrán jako nejlepší pro účely výškové stabilizace.

Dále jsem implementoval plnou verzi Kalmanova filtru. Jelikož jsem však neměl k dispozici fyzikální model drona, v části predikce jsem vztah zjednodušil na formu, kdy predikce pohybu byla rovná změně pozice v kroce minulém. Jak je patrné v

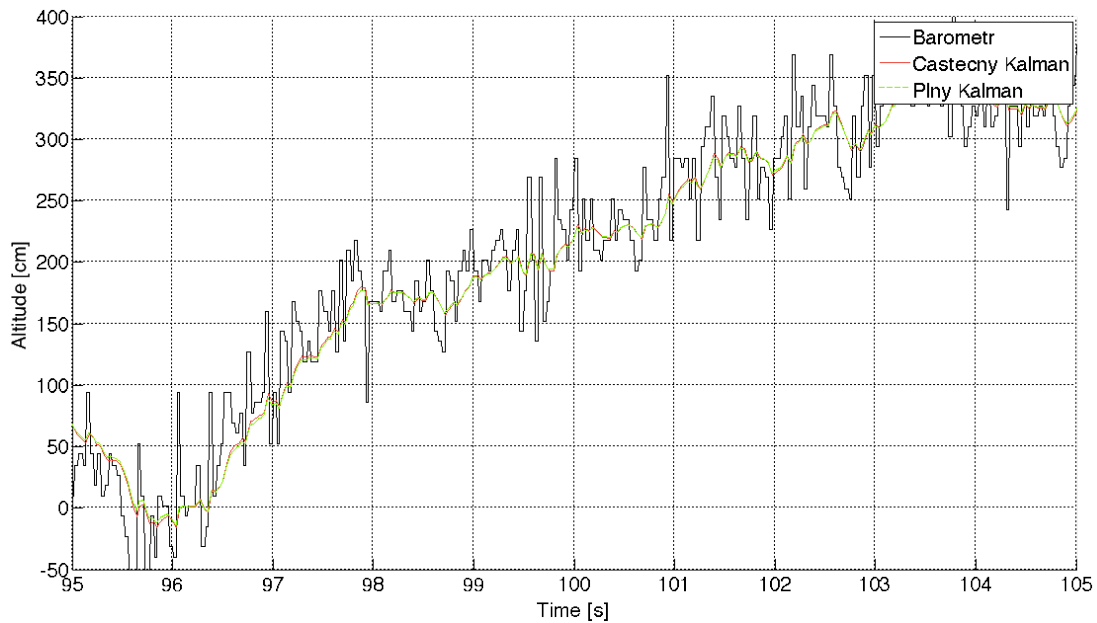


Obr. 3.7: Filtrace pomocí IIR filtrů



Obr. 3.8: Filtrace pomocí Kalmanových filtrů

grafu 3.9, rozdíl mezi oběma filtry je zcela zanedbatelný a proto v další práci budu používat jednodušší formu filtru.



Obr. 3.9: Srovnání dvou forem Kalmanova filtru

### 3.4 Fúze snímačů

Základní stabilizace drona bude prováděná tlakoměrem. Ten je však zatížen velkou chybou způsobenou okolními povětrnostními podmínkami. Dále pak atmosférický tlak v čase výrazně kolísá, zejména pak v okolí vrtulí.

Za účelem přesnějšího určení polohy jsem navrhl fúzi dat z akcelerometru a barometru. Základní myšlenkou je využití dat z akcelerometru pro určení okamžité polohy dvojí integrací zrychlení. Tato metoda však v praxi naráží na problém dvojí integrace a kumulace obrovské chyby již při prvním integrování. V praxi během několika sekund se naakumulovaná chyba rychlosti způsobená šumem v datech o zrychlení, jejíž hodnota se pohybovala v řádech jednotek metrů. Zároveň také poloha získaná akcelerometrem je pouze relativní vůči poloze počátku měření. Chybu kumulované rychlosti jsem odstranil zavedením koeficientů zapomínání, kdy při výpočtení každého vzorku rychlosti je odhozena jeho malá část (okolo 1%). I takto ošetřený výsledek první integrace však na výstup přenáší chybu a s ní spojený drift. Ten se dále odstraní sečtením dat z akcelerometru s velkou váhou a dat z barometru s malým váhovým koeficientem. Výsledkem této operace je časově stabilní a přesný průběh vertikálního pohybu.

Třetím čidlem, jenž může zlepšit přesnost získaných dat, je GPS. Jako jediné poskytuje velmi nepřesnou, avšak absolutní polohu na zemském glóbu spolu s výškou. Budu-li po delší dobu (řádově desítky sekund až minuty) sledovat rozdíl mezi daty

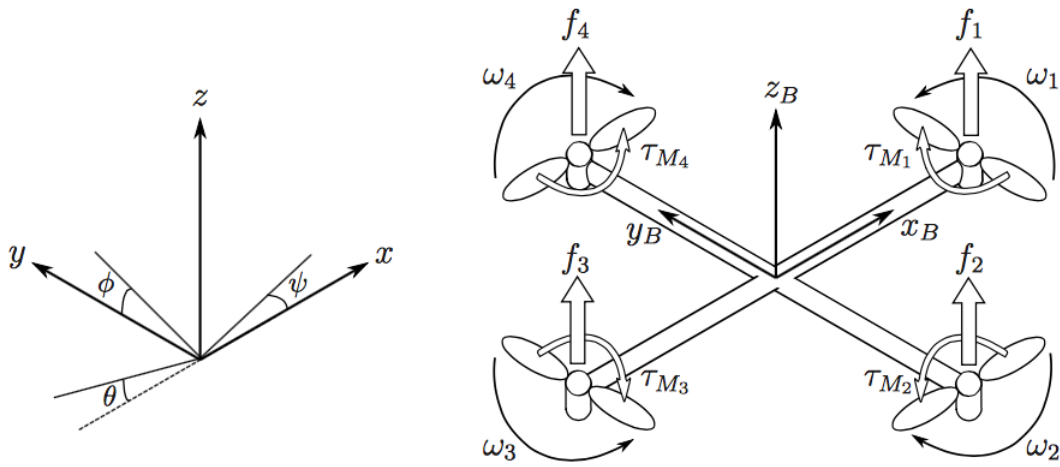
ze satelitů a výškou vypočtenou z tlaku, budu schopený stanovit lokální odchylku tlaku od referenčních  $1013.25hPa$ , tento referenční tlak korigovat, a dále počítat pomocí barometru absolutní nadmořskou výšku s přesností na centimetry.

Výsledky implementace algoritmu spojujícího tlakoměr a akcelerometr dosud nebyly v praxi ověřeny a porovnány s referenčními daty, proto nejsou dále publikovány. Algoritmus fúze tlakoměru s GPS zatím existuje pouze v teoretické rovině. Nebyl podrobně rozpracován.

## 4 MATEMATICKÝ MODEL

Tato kapitola se zabývá matematickým vymodelováním systému, který by co nejlépe popisoval vlastnosti kvadrokoptéry v její svislé ose [17]. V průběhu jsou čtenáři vysvětleny jednotlivé bloky a postup implementace celého systému do simulačního prostředí Simulink. Dále je tento model využit při návrhu dvou regulátorů, které mají za úkol stabilizovat drona v ose kolmé k zemskému povrchu.

### 4.1 Obecný model kvadrokoptéry



Obr. 4.1: Fyzikální model kvadrokoptéry [18]

Kvadrokoptéra je stroj, který se pohybuje celkem v 6 stupních volnosti. Její polohu v prostoru určíme 3 souřadnicemi v prostoru popsány na sebe navzájem kolmými osami  $x$ ,  $y$  a  $z$ . Pro úplný popis systému je potřeba ještě uvést orientaci stroje vůči referenční soustavě. Tuto orientaci okolo os drona vyjadřují úhel  $\phi$  popisující rotaci okolo osy  $x$ ,  $\theta$  uvádějící natočení okolo osy  $y$  a  $\psi$  uvádějící natočení okolo osy  $z$ .

Těchto 6 souřadnic můžeme převést do maticového tvaru:

$$\xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Derivací těchto 6 veličin v čase získáme vektory rychlostí jak polohových, tak úhlových v jejichž smyslu se dron pohybuje ve vztažném souřadnicovém systému.

$$V = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad \nu = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Na obrázku 4.1 je také vlevo znázorněna referenční soustava, vůči které jsou měřeny úhlu natočení. Dále grafika znázorňuje směr otáčení vrtulí, které jsou spárované společným směrem otáčení do dvojic  $f_1, f_3$  a  $f_2, f_4$ . Díky této skutečnosti dochází mezi vrtulemi ke vzájemné kompenzaci momentů  $\tau_{M_i}$  vznikajícího vlivem jejich otáčení. Pro pár  $f_1, f_3$  je podle pravidla pravé ruky je moment síly orientován ve smyslu osy  $z$ . U páru  $f_2, f_4$  je orientace momentu proti směru osy  $z$ . Úkolem algoritmu uvnitř řídicí jednotky pak je udržet součet těchto čtyř momentů na nule, jinak by docházelo k rotaci stroje v úhlu  $\psi$ .

Pro převod souřadnic mezi vztažným souřadnicovým systémem a souřadnicovým systémem drona platí následující rotační matice  $R$ ,

$$R = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ C_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

kde  $S_x$  znamená  $\sin(x)$  a  $C_x$  vyjadřuje  $\cos(x)$ .

Sílu  $f_i$ , kterou vyvíjí motor otáčením vrtule můžeme vyjádřit vztahem 4.4, kde  $k$  je konstanta vrtule, a  $\omega$  vyjadřuje rychlost otáčení rotoru.

$$f_i = k\omega_i^2 \quad (4.4)$$

a moment vyvolaný otáčením vrtule pak vyjadřuje 4.5, přičemž  $\tau_{M_i}$  je moment vrtule,  $b$  je součinitel odporu okolí a  $I_M$  je setrvačnost vrtule s rotorem.

$$\tau_{M_i} = b\omega_i^2 + I_M\dot{\omega}_i \quad (4.5)$$

Setrvačnost konstrukce drona díky jeho identičnosti v osách  $x$  a  $y$  lze vyjádřit maticí setrvačnosti  $J$  jako

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Celkový tah  $T$  působící v ose  $z$  stroje vyjádříme jako součet tahových sil  $f_i$  všech motorů

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i = k \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (4.7)$$

Takto vypočtený tah v ose  $z$  přepíšeme do maticového tvaru, aby koreloval pro další výpočty s maticí rotace.

$$T_M = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Točivé momenty ve všech třech osách pak můžeme vyjádřit jako:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lk(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ lk(-\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Využitím výše uvedených vztahů můžeme se znalostí Newtonových pohybových zákonů, konkrétně druhého zákona o síle, vytvořit rovnici vyjadřující vliv tahu motorů na vnitřní stav polohy stroje.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

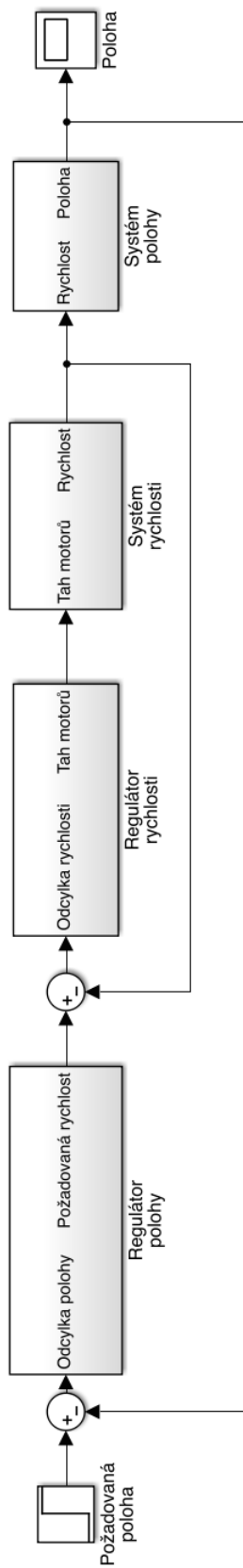
4.10 říká, že zrychlení ve všech osách je dáno gravitací a tahem motorů pootočených o úhly z matice  $\eta$  a hmotností stroje.

Jediná ovlinitelná veličina je tah  $T$  daný součtem sil všech motorů, které se odvozují od jejich otáček. Regulátor bude tedy za účelem regulace letové výšky drona řídit právě otáčky motorů. Takto zregulované zrychlení po dvojnásobné integraci v čase přejde v relativní polohu vůči počátku soustavy v níž stroj začal pracovat.

## 4.2 Implementace do Simulinku

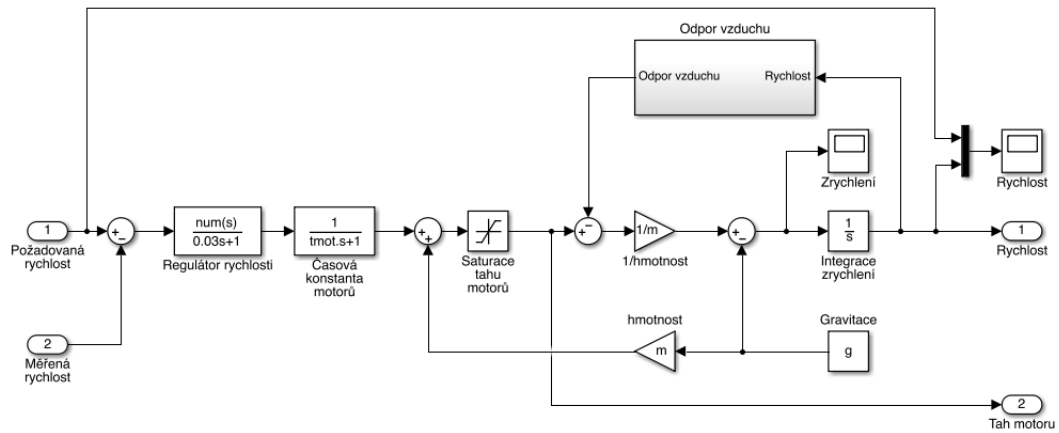
Pro implementaci modelu byl použit software Simulink od firmy MathWorks. Jedná se o flow-based programming součást Matlabu, kdy pomocí připravených funkčních bloků sestavíme simulační algoritmus a jsme schopni snadno měnit parametry simulace. Zároveň operace prováděné v tomto prostředí jsou dobře optimalizovány a umožňují maximalizovat efektivitu využití výpočetního času stroje.

Než jsem začal tvořit matematický model drona v ose  $z$ , jsme s vedoucím Ing. Petrem Gábrlíkem nejdříve stanovili formu regulace soustavy. Vlivem skutečnosti, že regulovanou veličinou jsou otáčky, respektive celkový tah, který je dále dvakrát integrován, a až pak získáme výslednou polohu stroje, automaticky se nasouvá volba regulátoru s pomocnou regulovanou veličinou (viz. 4.2). Návrhu a popisu regulátorů se však podrobně věnuje následující kapitola.



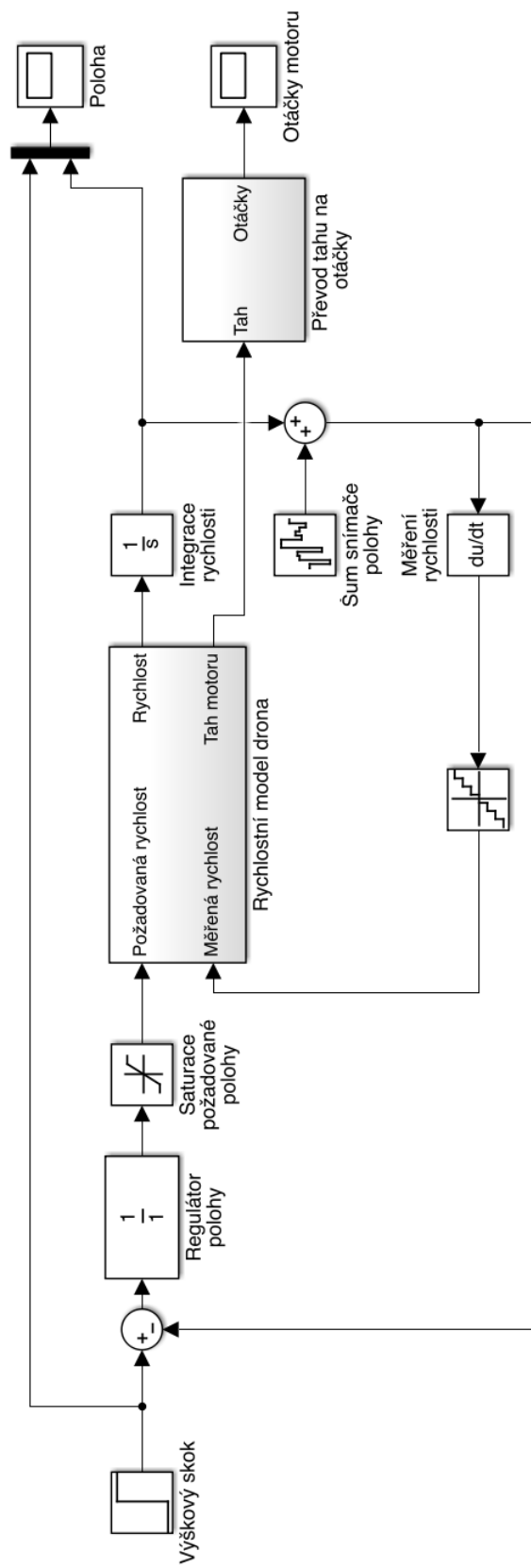
Obr. 4.2: Regulovaná soustava s pomocnou regulovanou veličinou





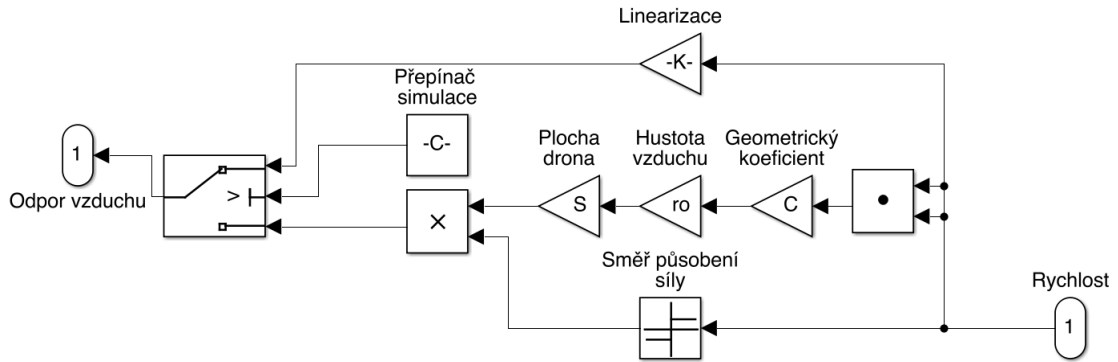
Obr. 4.3: Model rychlosti (subsystem 4.4)

Nejprve se zaměříme na regulační smyčku pro rychlost. Regulátor bude řešen v následující kapitole. Na vstup soustavy přichází akční zásah z regulátorů v podobě požadovaného tahu na všech motorech. Skrze časovou konstantu motorů, která je popsána v [2], a pohybuje se mezi 0.2 a 0.5 sekundami. Na výstupu této přenosové funkce získáme skutečný tah motorů v daném časovém okamžiku. K této hodnotě je připočtená síla  $F_k$  kompenzující gravitaci  $F_k = g * m$ . Následuje blok ve kterém dojde k saturaci vytvořeného tahu. Tato vlastnost je v dronu reálně implementována, protože kdybychom dosáhli maximálního tahu na všech motorech, stroj by ztratil rezervu výkonu, kterou využívá ke stabilizaci rotačních pohybů. Takto získaná a seshora i zespodu omezená síla tahu je vyvedena jako výstup celého algoritmu. Pro potřeby simulace však dále je od této síly působící na stroj odečtená síla působící v opačném směru, tedy síla odporu vzduchu, která se vyvozuje z rychlosti a její výpočet je znázorněn v 4.11. Výslednice všech sil působících na drona je podělena jeho celkovou hmotností  $m$  a nyní již pracujeme se zrychlením  $a$ . Od něj odečteme gravitační zrychlení a následnou integrací signálu reprezentujícího zrychlení získáme rychlost.



Obr. 4.4: Polohová smyčka modelu drona

V daném okamžiku model disponuje výpočtem rychlosti, na jeho vstupu však figuruje veličina odchylky polohy od požadované velikosti. Na obrázku 4.4 je výše popsaná regulační smyčka rychlosti nahrazená subsystémem "Rychlostní model drona". Na vstup tohoto subsystému působí signál požadované rychlosti, který vytvořil regulátor polohy a skutečná naměřená rychlost. Předpokládejme tedy, že subsystém pro rychlost je realizován správně a na jeho výstupu získáváme skutečnou rychlost stroje. Po další integraci tohoto signálu získáme v simulaci skutečnou polohu drona. K této poloze je následně přičten šum, který vyjadřuje šumovou složku signálu na výstupu barometru. Následnou derivací a kvantizací signálu polohy je získán signál vyjadřující změřenou rychlost pomocí sady snímačů na palubě kvadrokoptéry. Tento signál je dále veden zpětnou vazbou do subsystému pro výpočet rychlosti, kde je z něj vypočtená odchylka pro regulaci rychlosti.



Obr. 4.5: Model odporu vzduchu (subsystému 4.3)

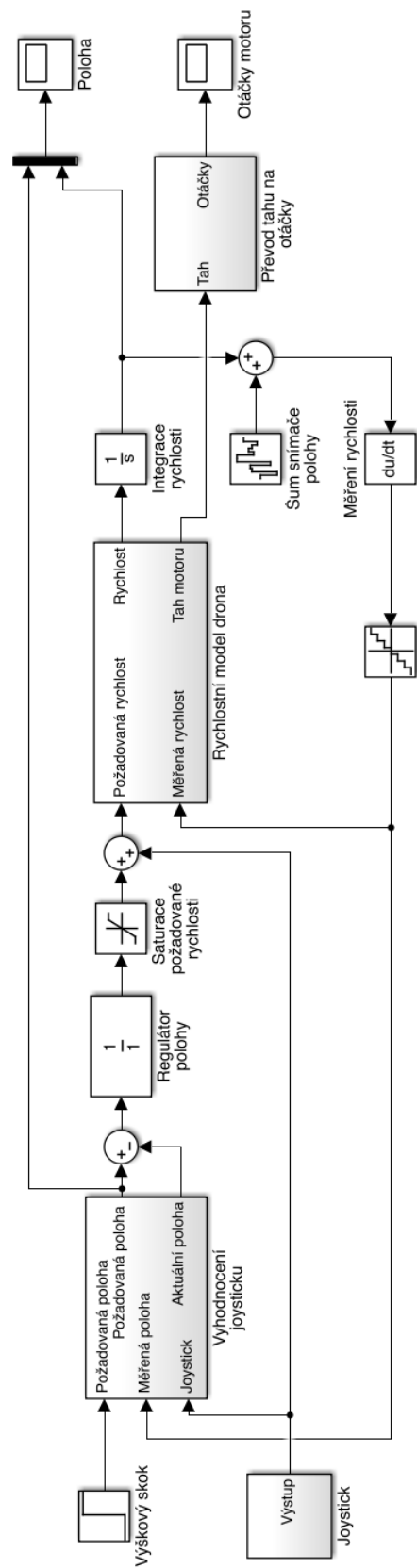
Model odporu vzduchu je rozdělen přepínačem na 2 logické celky. Do spodnějšího vstupu přepínače, který ve schématu není připojen, vstupuje signál nesoucí informaci o hodnotě síly odporu vzduchu  $F_a$ , která je aproximována kvadratickou funkcí rychlosti (4.11). Pro koeficient  $C$  jsem zvolil hodnotu 1.05, která odpovídá krychli. Plocha drona byla přibližně odhadnuta na  $0.03m^2$ . Hustota vzduchu byla zvolena z tabulek  $1.225kg * m^{-3}$ .

$$F_a = v^2 C \rho S \quad (4.11)$$

V praxi se však ukázalo, že odporu vzduchu při rychlostech okolo  $1m * s^{-1}$  má pouze zanedbatelný vliv na let drona. Z toho důvodu jsem pomocí metody nejmenších čtverců aproximoval funkci 4.11 přímkou s koeficienty  $f(v) = kv + q$  pro koeficienty  $k = 0.041486$  a  $q = 0$ . Tato funkce je implementována v druhé části

schématu pro výpočet odporu vzduchu. V skriptu, který inicializuje simulaci, mohu zvolit, kterou funkci při výpočtu použiji.

V posledním schématu v této části (4.6) jsem implementoval další vstup, který řídí požadovanou polohu. Tento vstup představuje ovládací zařízení, například gamepad, nebo joystick, kterým pilot ovládá stroj. Výstupem tohoto zařízení je rychlost. Posune-li pilot páčku směrem od sebe, na vstupu rychlostního modelu dojde k navýšení požadované rychlosti. Dron začne stoupat. Na to by však okamžitě začal reagovat regulátor polohy, který by se snažil stroj vrátit zpět na hodnotu polohy danou vstupním jednotkovým skokem. K tomu slouží submodel "Vyhodnocení joysticku". Ten v případě nenulového výstupu ovládacího zařízení odpojí regulátor polohy tím, že na jeho vstup přivede nulovou odchylku. Tento algoritmus funguje do doby, kdy pilot drží joystick v nenulové poloze. Kdyby jej ale pustil, regulátor by se opět připojil do regulační smyčky, a přivedl by stroj zpět na původní polohu před zásahem pilota. Tato vlastnost je opět kompenzována subsystémem "Vyhodnocení joysticku", který vykompenzuje rozdíl mezi vstupním jednotkovým skokem a aktuální letovou výškou. Díky tomu po puštění joysticku dron zůstane ve své aktuální poloze, kterou bude nadále udržovat.



Obr. 4.6: Model s implementací joysticku jako uživatelské rozhraní

## 5 REGULACE

Tato kapitola popisuje postup návrhů regulátorů pro stabilizaci kvadrokoptéry v požadované vertikální poloze. V předchozí kapitole je podrobně popsán kompletní matematický model drona pro osu  $z$  (obrázek 4.6) a schéma řízení (obrázek 4.2), ze kterého jsem dále vycházel při návrhu obou regulátorů, jak pro rychlost, tak pro polohu.

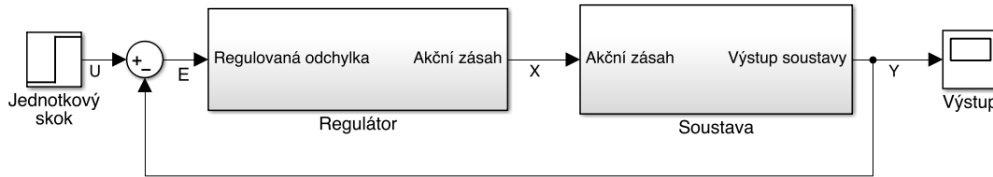
Pro regulaci jsme s vedoucím práce Ing. Petrem Gábrlíkem zvolili lineární regulátory, které jsou poměrně nenáročné na implementaci v kódu a výborně plní svůj účel. Příklad najdeme například návrh v [7].

### 5.1 Lineární regulátory

Cílem této podkapitoly není zpracovat teorii lineárních regulátorů, pouze připomenout čtenáři základní vlastnosti této regulace. Pro hlubší pochopení problematiky odkazují na [19], ze které jsem také čerpal při tvorbě této práce.

Lineární regulátor je systém, který je navržen tak, aby svým vlastnostmi (přenosem) umožnil regulovat soustavu se kterou je spřažen, a ze které je vedena obvykle záporná zpětná vazba.

Takovýto regulátor, nebo obecně systém, můžeme popsat například: diferenciální rovnicí, přenosem, frekvenční charakteristikou odezvou na jednotkový skok, odezvou na impuls, nebo rozložením pólů a nul v komplexní rovině.



Obr. 5.1: Jednoduché schéma uzavřené regulační smyčky

Pro úplnost, na obrázku 5.1 je zanedbán přenos ve zpětné vazbě a přičítání chyby na akčním zásahu.

V této regulační smyčce si dále nadefinujeme několik přenosů. Prvním je přenos regulované soustavy  $F_S(p)$ , tedy vztah 5.1 mezi akční veličinou a výstupem soustavy.

$$F_S(p) = \frac{Y(p)}{X(p)} \quad (5.1)$$

Dále přenos regulátoru  $F_R(p)$ , jehož nastavení nám dovoluje ovlivnit regulační děj smyčky 5.2

$$F_R(p) = \frac{X(p)}{E(p)} \quad (5.2)$$

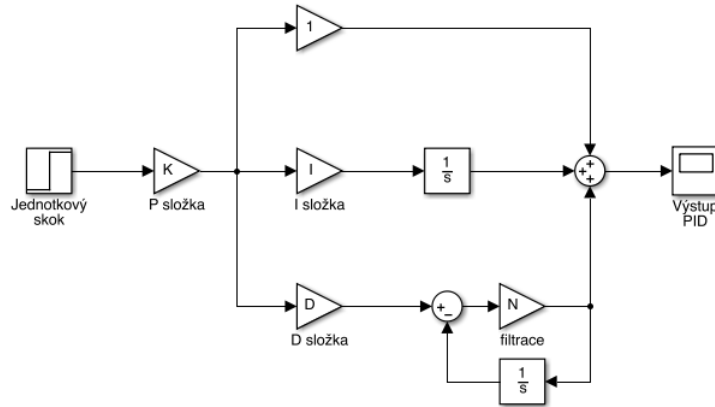
Spojením těchto dvou výše uvedených přenosů získáme přenos otevřené smyčky  $F_0(p)$  vyjádřený jako 5.3

$$F_0(p) = \frac{Y(p)}{E(p)} = F_R F_S \quad (5.3)$$

Na závěr zavedením záporné zpětné vazby otevřené smyčky získáme pro náš zjednodušený model bez přenosu ve zpětné vazbě vztah pro přenos uzavřené smyčky, který odpovídá přenosu řízení  $F_U(p)$ , 5.4

$$F_U(p) = \frac{Y(p)}{U(p)} = \frac{F_0(p)}{1 + F_0(p)} = \frac{F_R(p)F_S(p)}{1 + F_R(p)F_S(p)} \quad (5.4)$$

Nejobecnější podobou regulátoru je PID forma. Při regulaci letové výšky jsem zvolil schéma paralelního PID regulátoru. Jeho struktura je uvedena na 5.2.



Obr. 5.2: Schéma paralelního tvaru PID regulátoru

P, neboli proporcionální složka regulátoru vnáší do přenosu signálu mezi výstupem a vstupem závislost přímé úměry. Odezva takového systému na jednotkový skok, je opět jednotkovým skokem. P složku můžeme vyjádřit rovnicí 5.5,

$$x(t) = K e(t) \quad (5.5)$$

a přenos takového systému je vyjádřen, jako 5.6.

$$F_R(p) = \frac{X(p)}{E(p)} = K \quad (5.6)$$

I, neboli integrační složka regulátoru má kumulační vlastnost v přenosové funkci. V praxi to lze chápat jako integraci odchylky v čase, tím pádem takto řízená soustava dokáže vyregulovat chybu působící na akční zásah a dosáhnout nulové regulační odchylky. Zároveň však I složka vnáší do regulované soustavy pól, a tím řádově zpomalí regulační děj. Odezvou I složky na jednotkový skok je přímka s kladnou směrnici. I složku můžeme vyjádřit jako 5.7

$$x(t) = r_i \int_0^t e(t) dt + x(0) \quad (5.7)$$

a přenos je vyjádřen, jako 5.8.

$$F_R(p) = \frac{X(p)}{E(p)} = \frac{1}{T_i p} \quad (5.8)$$

Derivační složka označená písmenem D dává regulátoru schopnost působit proti okamžité změně regulační odchylky. Díky tomu regulovaný systém dokáže rychle reagovat na změnu požadované hodnoty regulované veličiny. Regulační děj je tedy touto částí regulátoru urychlen. V časové oblasti můžeme D složku vyjádřit jako 5.9. Jednotkový skok na vstupu D složky se projeví impulzem na jejím výstupu.

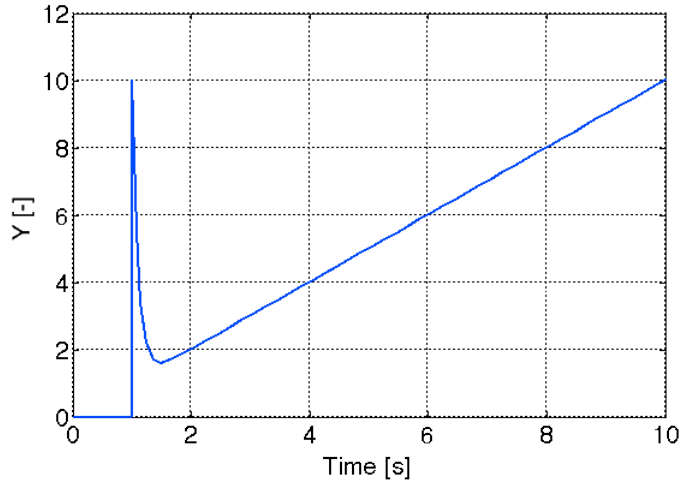
$$x(t) = r_d \frac{\partial e(t)}{\partial t} \quad (5.9)$$

a v Lapalsově formě, jako 5.10.

$$F_R(p) = \frac{X(p)}{E(p)} = T_D p + 1 \quad (5.10)$$

Reálně je navíc k D složce regulátoru vždy přidána realizační časová konstanta. Ta je dána obvykle snímačem zapojeným ve zpětné vazbě a zabraňuje zesilování nekonečných kmitočtů.





Obr. 5.3: Časová odezva reálného PID regulátoru na jednotkový skok

Spojením všech těchto vlastností získáme nejobecnější formu regulátoru uvedenou na 5.2, konkrétně pak jeho paralelní formu, u které proporcionální složka působí na vstupu regulátoru a umožní tak korigovat jedním parametrem všechny výše zmíněné vlastnosti. Matematicky jej můžeme vyjádřit jako 5.11

$$x(t) = K e(t) + r_d \frac{\partial e(t)}{\partial t} + r_i \int_0^t e(t) dt + x(0) \quad (5.11)$$

a přenos, jako 5.12.

$$F_R(p) = K_r \left( 1 + T_D p + \frac{1}{T_i p} \right) = k_r \frac{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)}{p} \quad (5.12)$$

S uvážením realizační konstanty  $\xi$  pro D složku pak

$$F_R(p) = k_r \frac{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)}{p(\xi p + 1)} \quad (5.13)$$

## 5.2 Regulátor rychlosti

Z matematického modelu byl pro každou regulační smyčku odvozen přenos soustavy a následně byl proveden návrh příslušného regulátoru.

V prvním kroku jsme navrhli pouze regulátor rychlosti a vyzkoušeli jej při letu. Teprve při vyladění rychlostní smyčky jsme následně přidali regulační smyčku pro polohu a zaimplementovali jsme příslušný regulátor.

Soustavu pro regulační smyčku podrobně zobrazuje obrázek 4.3. Při návrhu však můžeme uvažovat zjednodušení, protože odpadá kompenzace gravitace, která je již v kvadrokoptéře implementována a dále můžeme zanedbat blok saturace tahu motorů. Po dokončení návrhu můžeme snadno sami ověřit, zda akční zásah regulátoru rychlosti nesaturuje tah motorů a neohrožuje tak stabilitu letu.

Návrh řídicího členu jsme provedl v obou případech metodou optimální frekvenční charakteristiky. Tuto metodu jsem si vybral zejména díky přehlednému postupu návrhu, při kterém bezprostředně vidím přibližné kmitočtové parametry, amplitudovou i fázovou bezpečnost návrhu a v neposlední řadě také podporu této metody ze strany Matlabu a v něm zaintegrovaného nástroje sisotool. Návrh regulátoru touto metodou probíhá na otevřené smyčce regulačního obvodu.

Nejprve jsem si tedy určil přenos soustavy rychlosti  $F_S$ . Ten je uveden v rovnici 5.14

$$F_{s-speed}(p) = \frac{1}{0.25p^2 + 1.2584p + 0.0415} \quad (5.14)$$

Dále si z tohoto přenosu vyjádříme póly.  $T_1 = -0.5, T_2 = -30.12$ . Pro zekreslení těchto pólů do frekvenční charakteristiky si časové konstanty převedeme na kmitočet  $f_1 = \frac{1}{T_1} = -0.2$  obdobně pro  $f_2 = -0.0332$ . Následně určíme zesílení soustavy pro stejnosměrnou složku vztahem 5.15.

$$K_0 = 20\log(\lim_{\omega \rightarrow 0} F_{speed}(\omega j)) = 20\log\left(\frac{1}{0.0415}\right) = 27.63dB \quad (5.15)$$

Takto získané hodnoty vyneseme do logaritmické kmitočtové závislosti.

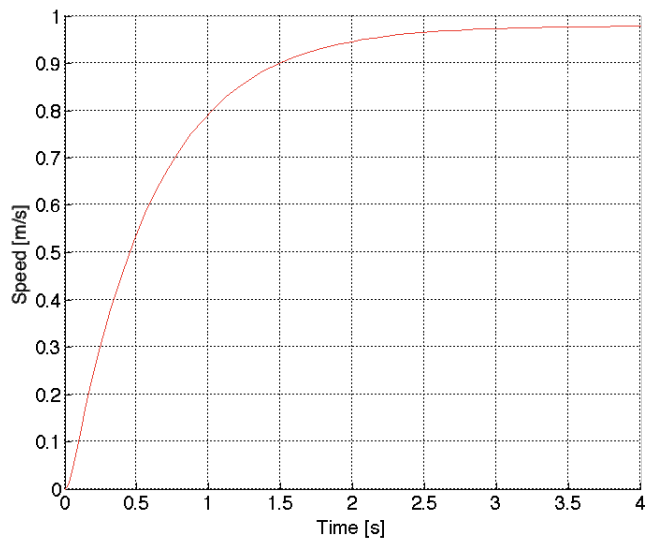
Z přenosové funkce PD regulátoru 5.16 stanovíme, že disponuje 1 volitelnou nulou a 1 pólem umístěným na kmitočtu  $33Hz$  daným mezním kmitočtem snímače polohy. Volitelnou nulu jsem umístil na kmitočet  $5Hz$  aby kompenzoval zde přítomný pól. Tímto dosáhneme narovnání průběhu frekvenční charakteristiky a posuneme  $\omega_{\xi}$  do vyšších kmitočtů.

Regulační smyčka s tímto regulátorem a soustavou je vždy stabilní pro každé zesílení  $K$ . Volba zesílení je tedy dána především akčním zásahem po jednotkovém skoku. Z důvodu, že celkový tah drona je přibližně  $20N$  a na kompenzaci gravitace je vyčleněn tah přibližně  $12N$ , akční zásah pro jednotkovém skoku na žádanou rychlost  $1ms^{-1}$  by neměl překročit dlouhodobě  $7N$ . Výsledné  $K$  je možné volit v intervalu  $< 0.5, 3 >$ .

Výsledný regulátor pro rychlost je 5.16

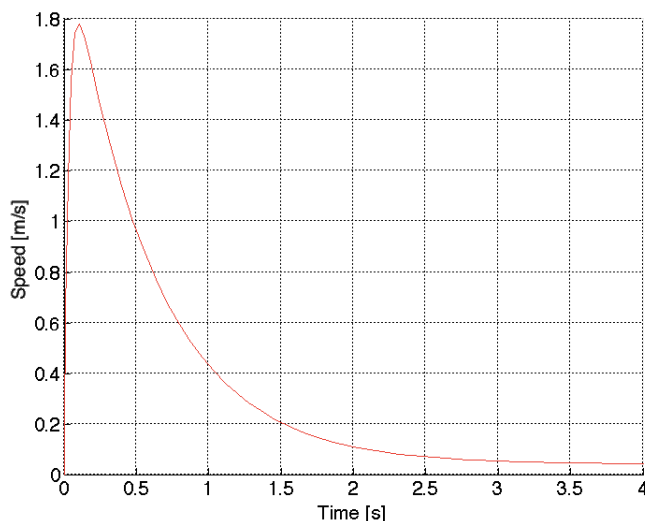
$$F_{r-speed}(p) = K \left( \frac{T_D p + 1}{\xi + 1} \right) = 2 \left( \frac{0.2p + 1}{0.03p + 1} \right) \quad (5.16)$$

Regulační průběh uzavřené smyčky pro rychlost jsem nasimuloval v Simulinku. Výsledek je patrný z obrázku 5.4, který ukazuje odezvu rychlostní soustavy na jednotkový skok požadované rychlosti.



Obr. 5.4: Odezva rychlostní soustavy na jednotkový skok požadované rychlosti

Obrázek 5.5 pak znázorňuje akční zásah na výstupu regulátoru rychlosti. Při jednotkovém skoku rychlosti je na motorech tah zvýšen o přibližně  $2N$ . Zůstává tedy bezpečná zásoba tahu pro rotační stabilizaci stroje.



Obr. 5.5: Odezva tahu motorů na jednotkový skok požadované rychlosti

## 5.3 Regulátor polohy

Při návrhu regulátoru polohy je důležité si uvědomit, že pracujeme ve zpětné vazbě se silně zašuměným signálem, který navíc neustále plave přibližně  $\pm 1m$ . Nemůžeme tedy použít D složku v regulátoru, protože by reagovala na zkreslený signál.

Nasouvá se myšlenka implementace I složky která by zajistila nulovou ustálenou odchylku drona od požadované letové hladiny. Vlivem plovoucí povahy výstupního signálu z barometru však jen velmi obtížně lze spolehlivě určit aktuální polohu a než by regulátor nulové ustálené odchylky dosáhl, hodnota aktuální polohy by se posunula na jinou úroveň. Lze tedy říci, že nulová ustálená odchylka neexistuje. I složka by tak způsobila zpomalení regulačního děje a nedosáhla by požadovaného efektu. Nakonec jsem se rozhodl s Ing. Gábrlíkem nasadit pouze jednoduchý P regulátor, jehož hodnota byla na začátek stanovena na 1 a posléze bude doladěna při reálném letu.

## 5.4 Simulace regulačních dějů

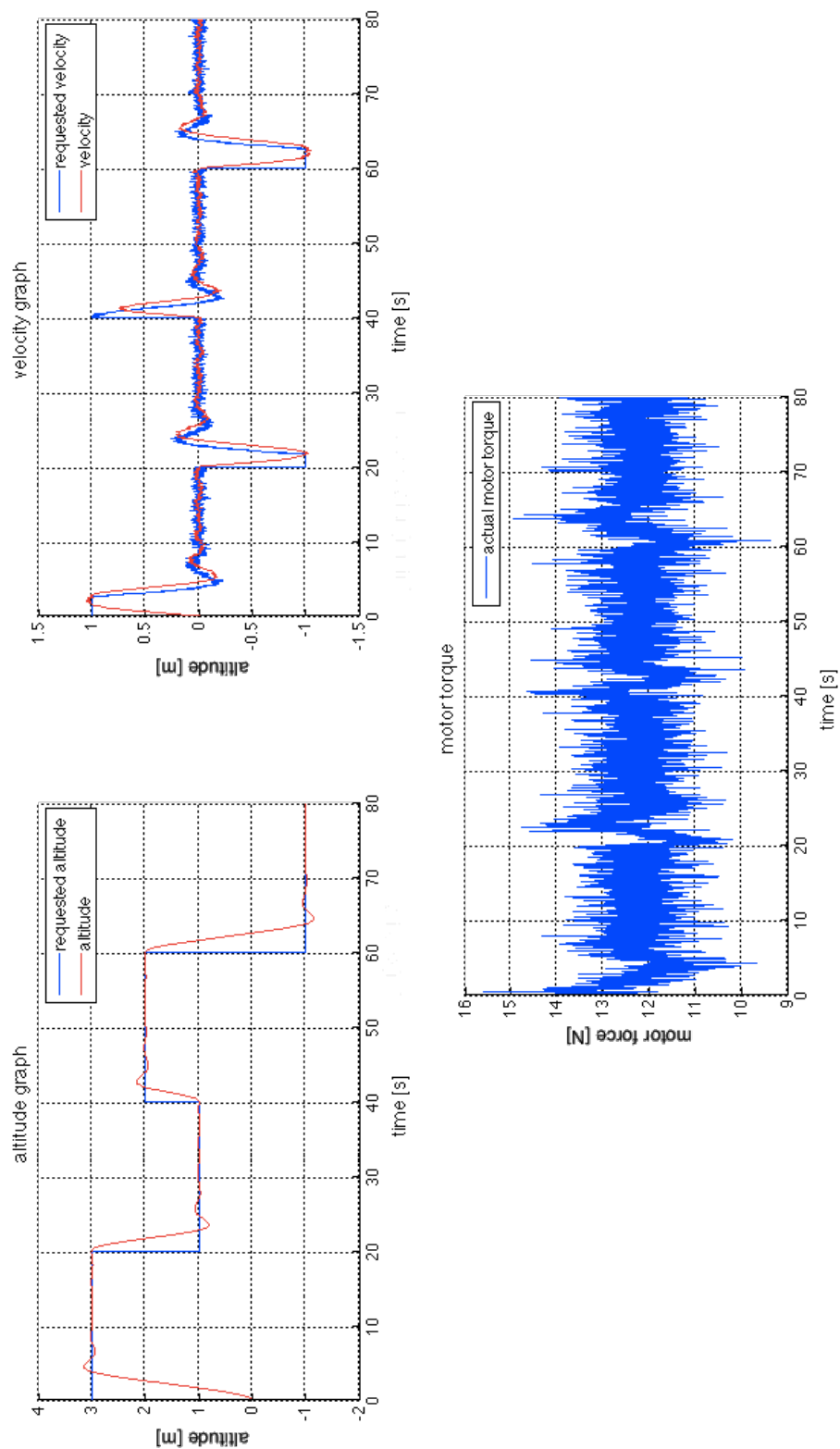
Výše navržené regulátory jsem naimplementoval do modelu v Simulinku. Pro zvýšení věrohodnosti jsem k měřenému signálu výšky přičetl bílý šum. Amplitudu rušivého signálu jsem odhadl přibližně ze znalosti šumu na skutečném signálu z barometru po provedené filtraci. Výsledné průběhy jsou znázorněny na obrázku 5.6.

Na prvním ze čtyř grafů sledujeme, jak modelovaná kvadrokoptéra reaguje na změnu požadované výšky. Hrubým odhadem z náběžných hran lze stanovit rychlost pohybu přibližně  $1ms^{-1}$ . Na konci každého přechodu je patrný malý překmit s amplitudou okolo  $15cm$ . Ten však můžeme tolerovat, protože tento typ regulace bude aplikován v letové hladině deseti metrů nad zemí. Taková odchylka odpovídá asi 1% požadované hodnoty.

Na druhém grafu je patrné srovnání výstupu regulátoru polohy, tedy požadovaná rychlost v ose  $z$ , a skutečné aktuální rychlosti drona. Mezi oběma průběhy je patrné mírné fázové zpoždění dané setrvačností robota. Díky této vlastnosti regulátor funguje jako dolní propust a zabraňuje zbytečným překmitům. Dále je také v průběhu patrná saturace  $1ms^{-1}$  na výstupu regulátoru polohy. Tímto způsobem může dron stoupat na libovolnou letovou hladinu a vždy dosáhne rychlostí maximálně  $\pm 1ms^{-1}$ . Po dosažení požadované výšky pak vždy brzdí pouze ze saturačního limitu na  $0ms^{-1}$  a nedojde ke zbytečnému překmitu.

Na třetím grafu je znázorněn průběh tahu kvadrokoptéry. Je patrné, že v klidovém stavu je využito přibližně tahu  $12N$  pro kompenzaci přitažlivosti země. Při jednotkových skocích požadované letové hladiny dochází k navýšení, respektive ke

snížení tahu o přibližně 3, maximálně  $4N$ . Díky tomu tah není saturován a dron má bezpečnou zásobu tahu pro vlastní stabilizaci



Obr. 5.6: Výsledné průběhy regulace modelu drona

## 6 IMPLEMENTACE

### 6.1 Software

Algoritmy navržené v této práci byly implementovány do stávajícího softwaru URANUS, který řídí let kradroptéry.

Celý software je napsán v jazyce C a je logicky strukturován do modulů, které každý obsluhuje určitou část úloh potřebných pro řízení letu. V rámci této práce jsme s Ing. Gábrlíkem zasahovali do dvou modulů. Jednak to části, která obsluhuje měření a zpracovává takto získaná data a dále jsme pozměnili část kódu ve které se provádí výpočet a rozložení výsledného tahu na všechny motory.

Nejprve jsem vytvořil funkci pro aplikaci Kalmanova filtru, jehož vztahy a princip jsou uvedeny v kapitole 3.1. Software provádí měření tlaku jednou za 30ms. Každý takto změřený vzorek je vložen do paměti a je zavolána funkce, která provede predikci pohybu a následnou korekci pomocí právě získané hodnoty o letové výšce. Takto vypočtená hodnota je uložena do paměti.

Následně jsme upravili stávající kód který stanovoval míru tahu motorů. Naimplementoval jsem regulátor rychlosti, který jako vstup používá derivaci letové výšky v čase a požadovanou rychlost v ose  $z$ . Z těchto dvou hodnot je vypočtená odchylka a následně regulátor na svém výstupu vypočte akční zásah, který reprezentuje požadovaný tah v  $N$  na všech motorech zároveň. Dále je k této hodnotě přičtena kompenzace gravitace (přibližně  $12N$ ) a takto vypočtená hodnota je saturována na  $18N$ , aby nedošlo k saturaci motorů a dron neztratil schopnost regulace rotačních pohybů. Výsledek této operace je dále předán regulátoru rotačních pohybů, který rozdělí tah mezi všechny čtyři rotory.

Podobně byl implementován i regulátor polohy. Na jeho vstup byly použity hodnoty letové výšky získané tlakoměrem a požadovaná výška zaslána z PC. Výstupem tohoto regulátoru je požadovaná rychlost, která je přivedena na vstup rychlostního regulátoru. Tato požadovaná rychlost je opět saturována na  $\pm 1ms^{-1}$  a to proto, aby dron i při velkých výškových skocích nedosahoval velkých a pro něj nebezpečných rychlostí ve stoupání, ale zejména pak při klesání.

Funkcionalita znázorněna v obrázku 4.6, tedy fúze konstantní požadované letové hladiny a joysticku nebyla v den ukončení této práce dokončena, proto její výsledky nejsou dále publikovány.

### 6.2 Test letu

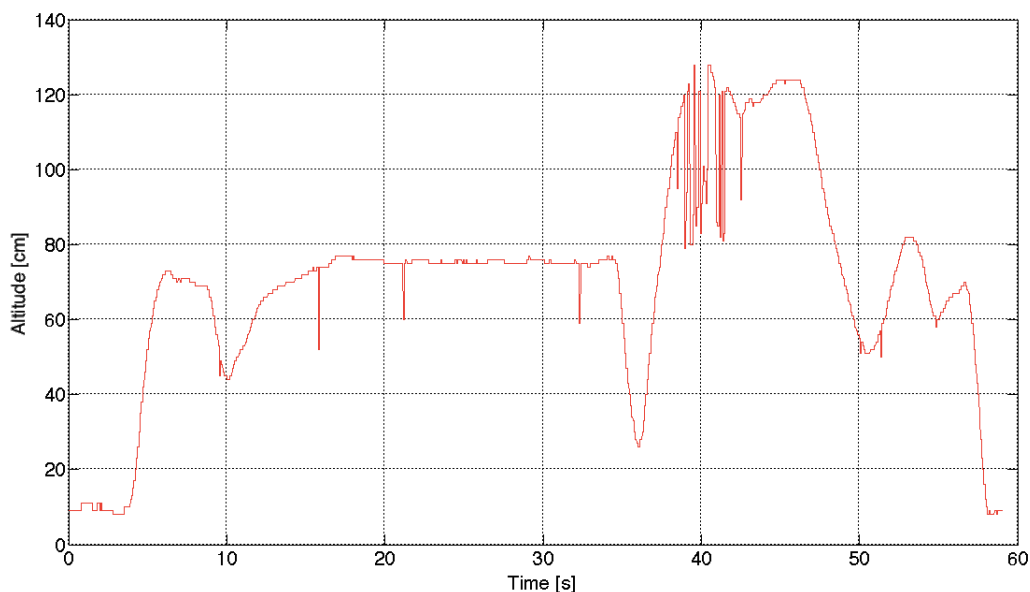
Z časových a organizačních důvodů nebylo možné navržené algoritmy vyzkoušet za letu na otevřeném prostranství. Testy proběhly pouze v laboratoři v omezeném

rozsahu.

Při testu regulace polohy jsme s Ing. Gábrlíkem nastavili dronovi konstantní požadovanou výšku  $0.8m$ . Dále jsme také přepnuli snímání výšky z barometru na ultrazvuk, protože tlakoměr uvnitř budovy má mnohem horší vlastnosti než pod otevřeným nebem. Tím jsme připravili podmínky pro testovací let.

Po aktivaci drona proběhla jeho standardní kalibrace a následně jsme ručně drona zvedli do dříve stanovené výšky  $0.8m$ . Následně jsem drona násilím posunuli k zemi. Okamžitě bylo patrné zvýšení tahu rotorů. Dále jsme stroj přesunuli do výšky asi  $0.5m$  nad požadovanou hladinu. Stroj reagoval na změnu polohy a snížil otáčky motorů. Nakonec jsme umístili drona přibližně do požadované výšky a pustili jej. Po dobu několika vteřin stroj držel polohu, avšak díky horizontálnímu driftu v uzavřených prostorách, z bezpečnostních důvodů nebylo možné pokus provést po dostatečné delší dobu.

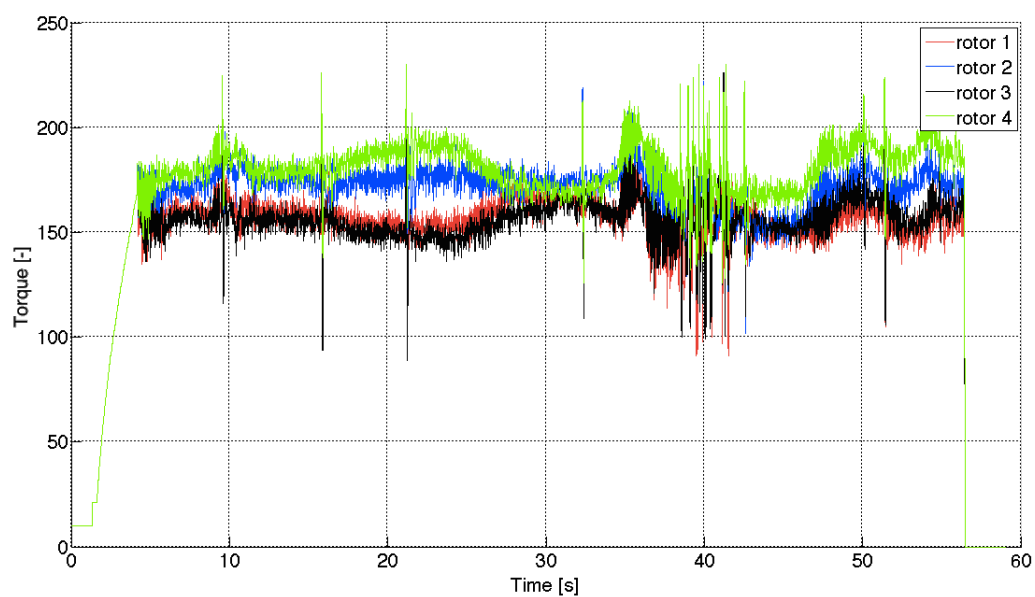
Na obrázcích 6.1 a 6.2 je vykreslená telemetrie jednoho z pokusných letů. Je patrná korelace mezi změnou letové výšky změřené ultrazvukem a změnou tahu motorů. Zejména je tato reakce patrná na 10. a 35. vteřině, kdy stroj byl přesunut níže k zemi a okamžitě na to reagoval zvýšením otáček vrtulí.



Obr. 6.1: Výška během testovacího letu

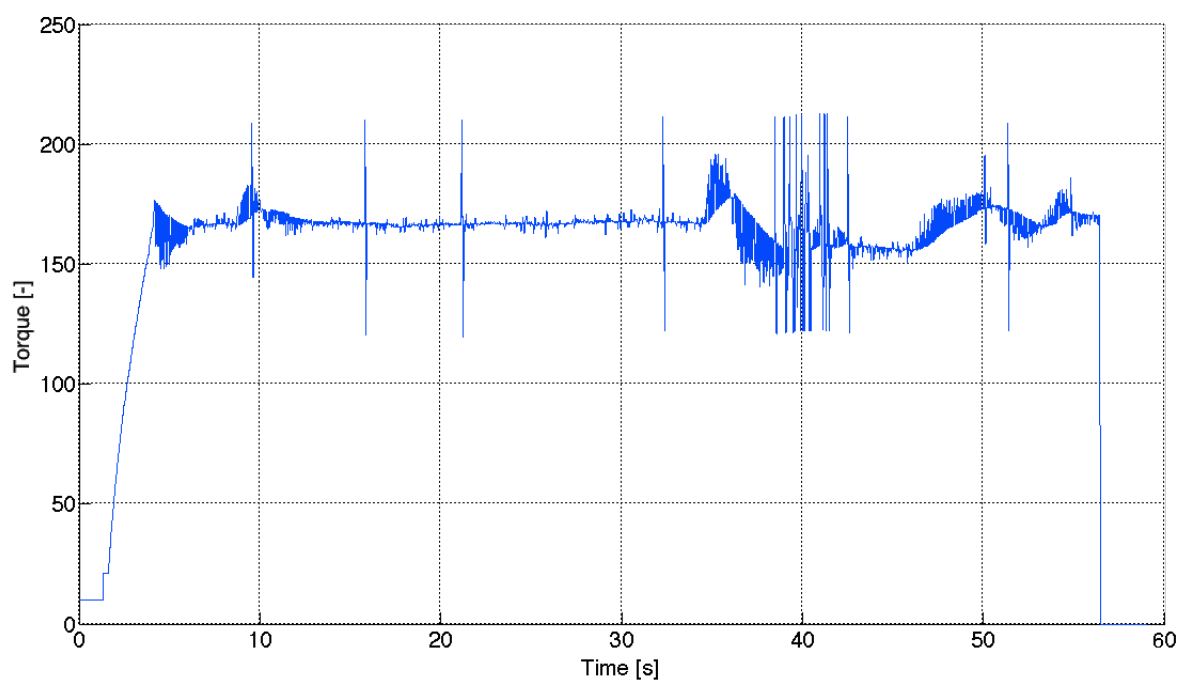
Lépe je pak tuto korelaci vidět na obrázku 6.3, kde jsem provedl zprůměrování požadovaného tahu všech motorů. Je patrné, že v intervalu 12 až 35 vteřin je stroj v ustálené poloze a udržuje se v ní tahem přibližně 170 jednotek z 255. Při vynuceném vertikálním pohybu stroje dron okamžitě reaguje změnou otáček motoru v opačném





Obr. 6.2: Tah rotorů (rozsah 0 - 255 [-])

smyslu proti směru pohybu.



Obr. 6.3: Průměrný tah jednoho rotoru (rozsah 0 - 255 [-])

## 7 ZÁVĚR

Cílem této práce bylo navrhnout řešení pro vertikální stabilizaci čtyřmotorového drona vyvinutého na Ústavu automatizace a měřicí techniky na VUT. Nejprve jsem v práci provedl rešerši řešení v již existujících projektech. Jednalo se zejména o open sourceové multikoptérové projekty a akademické publikace vysokých škol. Výstupem analýzy bylo zaměření se na snímače, jako například sonar, barometr, či akcelerometr.

Následně jsem provedl podrobný rozbor jednotlivých snímačů, a zhodnotil jsem jejich možnosti použití při výškové stabilizaci robota. Výstupem této části byla volba barometru, jako klíčového snímače letové výšky stroje. Dále jsem vymyslel algoritmus pro fúzi akcelerometru a barometru, díky čemuž jsem získal kvalitnější informaci o výšce nad zemí.

Další část práce pojednává o volbě vhodného matematického aparátu pro zpracování naměřených dat. Práce pojednává o tzv. FIR filtrech, IIR filtrech a Kalmanově filtru. Jako nejlepší volba byl nakonec vybrán Kalmanův filtr, s jehož pomocí jsem provedl odfiltrování šumu z užitečného signálu o poloze kvadrokoptéry.

Dále je v práci popsána tvorba matematického modelu drona ve svislé ose. Je vytvořeno simulační schéma v softwaru Simulink, které je dále využito při návrhu regulátorů.

Regulace výšky je rozdělená schématem regulátoru s pomocnou regulovanou veličinou do dvou smyček. Vně je regulována hlavní veličina a tou je výška. Jako pomocná veličina je zvolena rychlost. Nejprve jsem navrhl regulátor pro rychlostní smyčku. Po dosažení požadovaných průběhů jsem navrhl také regulátor pro polohovou smyčku. Oba regulátory jsou společně vyzkoušeny v simulačním modelu a je ověřena jejich spolehlivost.

Výsledný navržený algoritmus byl přidán do existujícího softwaru nasazeného na kvadrokoptěře. Byly provedeny testy stabilizace výšky ve vnitřních prostorách laboratoře robotiky. Při těchto pokusech byl stroj schopen několik vteřin se kontrolované vznášet na požadované letové hladině. Bohužel z organizačních důvodů nebyl dron přístupný pro testy na otevřeném prostranství.

# LITERATURA

- [1] VOMOČIL J. *Systém pro automatické přistávání quadcopteru*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií. 2012. 72s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Luděk Žalud, PH.D.
- [2] GÁBRLÍK P. *Quadrocopter - Stabilizace a regulace*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií. 2010. 64s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Luděk Žalud, PH.D.
- [3] GÁBRLÍK P. *Quadrocopter - Univerzální řídicí systém pro quadrocopter*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií. 2012. 76s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Luděk Žalud, PH.D.
- [4] KŘÍŽ V. *Řídicí systém vzdušného průzkumného prostředku pro vnitřní prostředí*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií. 2011. 57s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Luděk Žalud, PH.D.
- [5] OpenPilot *The Next Generation Open Source UAV Autopilot*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<https://www.openpilot.org>>.
- [6] ArduPilot *Open source autopilot*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://ardupilot.com>>.
- [7] S. BOUABDALLAH *Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying*. 2007.
- [8] GAGEIK, Nils, Julian ROTHE a Sergio MONTENEGRO. *DATA FUSION PRINCIPLES FOR HEIGHT CONTROL AND AUTONOMOUS LANDING OF A QUADROCOPTER*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://www.montenegros.de/sergio/public/microdrones12-heightcontrol.pdf>>.
- [9] ENGEL, Jakob, Jurgen STURM a Daniel CREMERS. *Camera-Based Navigation of a Low-Cost Quadrocopter*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<https://www.google.cz/url?sa=t>>.
- [10] *Globální polohovací a navigační satelitní systémy*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://geologie.vsb.cz/geoinformatika/kap09.htm>>.
- [11] BOSCH. *BMP085 Digital pressure sensor: Data sheet*. [online]. Revize 1.2. 2009, 27 s. Dostupné z URL: <<https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/General/BST-BMP085-DS000-05.pdf>>.

- [12] SEIFERT, Kurt a Oscar CAMACHO *Implementing Positioning Algorithms Using Accelerometers*. [online]. s. 13 [cit. 2014-11-29]. Dostupné z URL: <[http://cache.freescale.com/files/sensors/doc/app\\_note/AN3397.pdf](http://cache.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN3397.pdf)>.
- [13] *Analog Dialogue*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://www.analog.com/library/analogDialogue/archives/37-03/gyro.html>>.
- [14] FARAGHER R. *Signal Processing Magazine: Understanding the Basis of the Kalman Filter Via a Simple and Intuitive Derivation*. [online]. roč. 2012 č. 9. ISSN 1558- 0792. 5s. Dostupné z URL: <<http://www.cl.cam.ac.uk/~rmf25/papers/Understanding%20the%20Basis%20of%20the%20Kalman%20Filter.pdf>>.
- [15] *FIR Filter Design*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://www.mathworks.com/help/signal/ug/fir-filter-design.html>>.
- [16] *IIR Filter Design*. [online]. [cit. 2015-05-15]. Dostupné z URL: <<http://www.mathworks.com/help/signal/ug/iir-filter-design.html>>.
- [17] ŠOLC F. *Odvození pohybových rovnic, Eulerovy kinematické rovnice, matematický model quadrotoru*. 2010
- [18] LUUKKONEN T. *Modelling and control of quadcopter*. Aalto University School of Science, [online], 24s, [cit. 2014-5-11]. Dostupné z URL: <[http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11\\_public.pdf](http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf)>.
- [19] BLÁHA, Petr a Petr VAVŘÍN. *Řízení a regulace 1 [online]. Základy regulace lineárních systémů - spojité a diskrétní*. [cit. 2015-05-13]. Verze 1.3.1, 216 s. Dostupné z URL: <<https://docs.google.com/viewer?a=v>>.

# SEZNAM SYMBOLŮ, VELIČIN A ZKRATEK

$f_{vz}$  vzorkovací kmitočet

UAV Unmanned Aerial Vehicle

GPS Global Positioning System

SUR snímač uhlové rychlosti

FPGA Field Programmable Gate Array - Typ programovatelných obvodů

2D Dvojdimenzionální - Prostor popsáný 2 rozměry

3D Trojdimenzionální - Prostor popsáný 3 rozměry

MEMS Micro-Electro-Mechanical Systems - Technologie tvorby pohyblivých částí na substrátu křemíku

FIR Finite Impulse Response filter - Filtr s konečnou impulzní odezvou

IIR Infinite Impulse Response filter - Filtr s nekonečnou impulzní odezvou

m metr - SI jednotka vzdálenosti

km kilometr - SI jednotka vzdálenosti,  $10^3\text{m}$

s sekunda - SI jednotka času

ps pikosekunda - SI jednotka času  $10^{-12}\text{s}$

Hz hertz - SI jednotka kmitočtu

kHz kilohertz - SI jednotka kmitočtu,  $10^3\text{Hz}$

$\text{ms}^{-1}$  metr za sekundu - SI jednotka rychlosti

$\text{ms}^{-2}$  metr na sekundu na minus druhou - SI jednotka zrychlení

N Newton - SI jednotka síly